



طراحی کنترل مقاوم H_∞ به منظور پایداری کشتی هوایی استراتوسفری در حضور نامعینی و اغتشاش خارجی

صدرا برجی منفرد¹، اصغر ابراهیمی^{2*}، اشکان پارسا¹

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران

2- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه مالک اشتر، تهران

* تهران، صندوق پستی 1375-14395، ebrahimi@mut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 14 آذر 1395

پذیرش: 02 اسفند 1395

ارائه در سایت: 21 اسفند 1395

کلید واژگان:

کشتی هوایی استراتوسفر

پایداری سازی

کنترل H_∞ غیرخطی

اغتشاش خارجی

نامعینی

چکیده

کشتی هوایی نوعی وسیله هوایی است که در سالیان اخیر تحقیقات علمی و توسعه بر روی کنترل آن، رشد قابل توجهی داشته است. کشتی هوایی استراتوسفر در خانواده پرنده‌های سبک‌تر از هوا قرار می‌گیرد. این وسیله به گونه‌ای طراحی می‌شود که توانایی عملکرد خودکار و بدون سرنشین و با کنترل از راه دور در ارتفاع تقریبی 22 کیلومتری از زمین را داشته باشد. در این مقاله به منظور پایداری و ردیابی مسیر، رویکرد کنترل مقاوم H_∞ غیر خطی به دلیل عملکرد قابل قبول در حضور اغتشاش و نامعینی، توسعه داده شده است. ابتدا مدل دینامیکی کشتی هوایی و نمایش معادلات توصیفی به منظور طراحی کنترلر مقاوم H_∞ غیر خطی معرفی شده و سپس کنترلر مقاوم H_∞ غیر خطی طراحی شده است. این کنترلر بواسطه در نظر گرفتن انتگرال خطای موقعیت، زمانی که اغتشاش خارجی اعمال شود، منجر به صفرشدن بردار خطا می‌شود. به همین منظور کنترلر مقاوم محسوب شده و عملکرد مناسبی در رد اغتشاش خارجی و نامعینی پارامتری دارد. همچنین اغتشاش خارجی به عنوان نیرو و گشتاور آیرودینامیکی در نظر گرفته شده است. همچنین جهت ارزیابی، اعتبارسنجی و بررسی صحت الگوریتم کنترلی طراحی شده، مقایسه‌ای با تکنیک کنترل تطبیقی انجام شده است. نتایج شبیه سازی نشان می‌دهد که سیستم کنترلی طراحی شده عملکرد مناسبی در پایداری و ردیابی مسیر مطلوب در حضور اغتشاش خارجی و نامعینی پارامتری دارد.

Design of Robust H_∞ Control for Stabilizing of Stratospheric Airship with Parametric Uncertainty and External Disturbance

Sadra Borji Monfared¹, Asghar Ebrahimi^{2*}, Ashkan Parsa¹

1-Department of Aerospace Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran

2- School of Aerospace Engineering, University of Malek-Ashtar, Tehran, Iran

* P.O.B. 14395-1375, Tehran, Iran, ebrahimi@mut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 04 December 2016
Accepted 20 February 2017
Available Online 11 March 2017

Keywords:
Stratospheric Airship
Stabilizing
Nonlinear H_∞ Control
External Disturbance
Uncertainty

ABSTRACT

Airship is a kind of aerial vehicle that has been a significant development of scientific research in recent years. Furthermore, stratospheric airship is in a group of lighter-than-air aerial vehicles. This device is to have the ability of unmanned autonomous operation with remote control at a height of 22 kilometers from Earth. With the development of control systems, there are still major challenges in this area. In this paper, for stabilizing and trajectory tracking of stratospheric airship, nonlinear H_∞ method has been developed. At first, the dynamic model of an airship is introduced and descriptive equations are presented in an appropriate state-space in order to design a controller based on nonlinear H_∞ method. Then the nonlinear H_∞ controller is designed. In the controller, the integral of the position error is considered, allowing the achievement of a null steady-state error when sustained disturbances are acting on the system. The external disturbances are considered as aerodynamic forces and torque. This strategy is designed for robustness against external disturbance. The results show decrease in steady error and stabilizing systems against external disturbance and uncertainties. Also, for robustness of designed control, comparison is done with adaptive control. Simulation results in the presence of aerodynamic disturbances, and parametric and structural uncertainties are presented to corroborate the effectiveness and the robustness of the proposed strategy.

1- مقدمه

داده‌های آماری نشان می‌دهد که در ارتفاع 20 تا 22 کیلومتری که مأموریت این پرنده است، سرعت باد در این لایه از اتمسفر پایین می‌باشد. در این ارتفاع کشتی هوایی نسبت به سایر پرنده‌های هوایی از جمله ماهواره برتری دارد به همین خاطر در طی سال‌های اخیر محققان تلاش‌های فراوانی برای توسعه این نوع پرنده‌ها در این لایه داشته‌اند. از جمله مزایای کشتی هوایی

کشتی هوایی نوعی وسیله هوایی بوده که امروزه کاربردهای گسترده‌ای پیدا کرده است. این گونه پرنده‌ها به عنوان یک وسیله پروازی سرعت کم، پتانسیل زیادی در کاربردهای جستجو، جمع آوری اطلاعات مورد نیاز در سیستم‌های جغرافیایی را دارا هستند. استراتوسفر یک لایه آرام در اتمسفر می‌باشد،

Please cite this article using:

S. Borji Monfared, A. Ebrahimi, A. Parsa, Design of Robust H_∞ Control for Stabilizing of Stratospheric Airship with Parametric Uncertainty and External Disturbance, Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 3, pp. 216-226, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

استراتوسفری در ارتفاع بالا می‌توان به ظرفیت حمل بار بالا، برد علمیتی بالا، توانایی پرواز ثابت، مصرف سوخت کم و هزینه کم تولید اشاره کرد. معایب عمده این پرنده نیز قدرت مانور پایین و سرعت پایین مانور می‌باشد. برخی از مهم‌ترین دلایل استفاده از کشتی‌های هوایی بدون سر نشین عبارتند از: عدم سانه‌ی سنگین به جهت سبکتر از هوا و عمود پرواز بودن، این پرنده نیاز به باند پروازی ندارد و می‌تواند در فضای محدود نشست و برخاست داشته باشد و نسبت هزینه به وزن و هزینه به مداومت پرواز در کشتی هوایی نسبت به سایر پرنده‌ها بسیار پایین تر است [1].

به دلیل استفاده در ارتفاع بالا، عمده‌ترین کاربرد کشتی هوایی اهداف ارتباطی از راه دور می‌باشد. همچنین بسیاری از مطالعات مربوط به مانیتورینگ متغیرهای محلی احتیاج به سرعت کم، ارتفاع پروازی بالا در کنار توانایی پرواز ایستا، عدم تاثیر نامطلوب روی محیط و مداومت پروازی بالا دارند. مهمترین مزیت کشتی‌های هوایی در مانیتورینگ متغیرهای محلی این است که نیروی برا در آن‌ها آیرودینامیکی است به همین سبب نیازی به مصرف انرژی زیاد برای پرواز نیست. این موضوع این پرنده‌ها را به عنوان انتخاب اول در این گونه کاربری‌ها مطرح می‌سازد. از کاربردهای دیگر آن می‌توان به پوشش ناوبری وسیع، نظارت محیط زیست و اکتشاف علمی اشاره کرد [2].

از اهداف کشتی هوایی مستقل، حفظ موقعیت بوده که بوسیله یک سیستم کنترل و ناوبری میسر می‌شود. اصولاً دو رویکرد برای سیستم یک کشتی هوایی می‌توان در نظر گرفت. تئوری کنترل خطی براساس مدل خطی سازی شده دینامیکی که به بررسی مشخصات حلقه بسته می‌پردازد. یکی از مهمترین نتایج روش خطی، جداسازی دو حرکت مستقل طولی و عرضی می‌باشد. در مقابل، رویکرد کنترل غیرخطی نسبت به روش خطی به سبب ویژگی‌ها و احتمالاً عملکرد بهتر آن مورد استقبال بیشتری واقع شده است. مهم‌ترین معضل در این رویکرد تغییرات ناگهانی دینامیک در سرعت‌های پایین و بالا می‌باشد. کنترل دینامیک معکوس، پسگام انتگرالی و مود لغزشی از جمله روش‌های غیر خطی می‌باشد.

حفظ موقعیت در پرنده یک ویژگی منحصر به فرد کشتی هوایی استراتوسفر در مقایسه با هواپیماهای بال ثابت می‌باشد. عمده‌ترین مشکل کشتی هوایی مستقل حفظ موقعیت یا توانایی ثابت شدن در موقعیتی مشخص در حضور اغتشاش خارجی می‌باشد. برای همین منظور محققان توجه خاصی به مسئله داشته‌اند. در [3] روش کنترلی بازخورد برای یک کشتی هوایی سنگین چهار رتوره برای حالت پروازی ایستا ارائه شده است. در [4] استراتژی کنترلی بر اساس تصویر برای کشتی هوایی توسعه داده شده و همچنین یک کنترلر تناسبی-انتگرالی-مشتقی برای مسئله حفظ موقعیت ارائه شده است اما این کنترلر عملکرد قابل قبولی در شرایط کاری مختلف نداشت. در [5] رویکرد کنترلی شکل‌دهی حلقه برای کشتی هوایی ارتفاع بالا و تحلیل عملکرد حفظ موقعیت توسعه داده شده است. این پژوهش به دلیل استفاده از مدل خطی، اثرات غیر خطی و کوپلینگ بین حرکات طولی-عرضی را نادیده گرفته است. در [6] قانون کنترل تطبیقی براساس تئوری پایداری ورودی خروجی همراه با تخمین برخط پارامترهای اینرسی برای کشتی هوایی استراتوسفر ارائه شده است، در حالیکه مقادیر تخمین زده شده به مقادیر واقعی خود همگرا نشده بودند. در [7] از یک قانون کنترل غیر خطی تطبیقی برای ردیابی مسیر یک کشتی هوایی استراتوسفر در حضور نامعینی‌های پارامتری استفاده شده و همچنین پایداری سیستم حلقه بسته مورد بررسی قرار گرفته است. در [8] کنترل تطبیقی و مقاوم برای کشتی

هوایی استراتوسفر ارائه شده و با وجود فرض نامعینی در پارامترهای اینرسی ابتدا روش کنترل دینامیک معکوس تطبیقی با استفاده از خاصیت پارامتری سازی خطی و قانون به روز رسانی گرادیان پارامترها به صورت برخط تخمین زده شده‌اند. همچنین طراحی الگوریتم حرکت بر اساس پسو بودن، قانون کنترل و معادله‌ی غیرخطی حرکت استنتاج و روش‌های کنترل تطبیقی و مقاوم بر اساس پسو بودن برای کنترل کشتی هوایی به کارگرفته شده است. در [9] از تکنیک مد لغزشی برای ردیابی مسیر یک کشتی هوایی استفاده شده است. استراتژی ردیابی مسیر خطا ردیابی مسیر را با توجه به مسیر مرجع داده شده به حداقل رسانده است. همچنین پایداری سیستم با توجه به سرعت‌های مختلف باد بررسی شده است. در [10] روش کنترلی پسگام برای پایدارسازی یک کشتی هوایی معرفی شده که در برابر دینامیک مدل نشده مقاوم است. در [11] از ترکیب کنترل پسگام و کنترل تطبیقی فازی برای پایدارسازی یک کشتی هوایی استراتوسفریک استفاده شده است، اما این رویکرد فقط بر مبنای مقاوم سازی در برابر نامعینی بنا نهاده شده است. در [12] از کنترل مقاوم H_∞ خطی مبتنی بر روش نابرابری ماتریس خطی برای کنترل جهت گیری کشتی هوایی مستقل در حضور نامعینی توسعه داده شده است. با این حال تحقیقات برای حالت پایدار سازی در ارتفاع مشخص هنوز هم در حال پیشرفت است.

از طرفی در اکثر پژوهش‌های فوق اغتشاش خارجی و نامعینی پارامتری در نظر گرفته نشده، به همین منظور در این پژوهش مسئله پایدارسازی و ردیابی مسیر کشتی هوایی استراتوسفر در حضور اغتشاش خارجی و نامعینی بیان شده است. کنترل مقاوم H_∞ غیرخطی یکی از استراتژی‌های طراحی سیستم‌های کنترل است که در آن بر روی پایداری و مقاوم بودن سیستم کنترلی در مقابل اغتشاش تاکید می‌شود و هدف از طراحی، ایجاد یک سیستم کنترلی است که تغییرات در شرایط سیستم، کمترین اثر در خروجی را داشته باشد. به عبارت دیگر، افزایش قابلیت اطمینان سیستم، مهم‌ترین هدفی است که در طراحی کنترل مقاوم مد نظر قرار می‌گیرد. به ویژه، تامین عملکرد مناسب و یا پایداری در حضور عوامل نامعین، دینامیک‌های مدل نشده و یا عوامل مزاحم مانند اغتشاش و ورودی‌های ناخواسته، از جمله اصلی ترین اهداف در طراحی سیستم‌های کنترل مقاوم است. همچنین مهم‌ترین مشکل در کنترل H_∞ غیر خطی حل معادله هملیتون ژاکوبی می‌باشد که در این مورد با استفاده از تئوری بازی جواب تحلیلی برای کشتی هوایی ارائه شده است.

در بخش 2 مدل‌سازی کشتی هوایی بررسی شده است. در بخش 3 طراحی کنترل H_∞ غیر خطی انجام شده است. بخش 4 نتایج شبیه سازی در حضور اغتشاش خارجی و نامعینی ارائه شده است، همچنین مقایسه‌ای با رویکرد کنترل تطبیقی نیز انجام شده است. در بخش 5 به جمع‌بندی و نتیجه‌گیری پژوهش پرداخته شده است.

2- مدل دینامیکی کشتی هوایی

در این بخش به ارائه مدل دینامیکی کشتی هوایی استراتوسفر پرداخته می‌شود. مدل کشتی هوایی دارای حجمی بیضی گون است و نیروی شناوری آن توسط هلیوم تامین می‌شود.

2-1- شرح عملکرد

اجزای تشکیل دهنده این پرنده که ساختار متقارن دارند عبارتند از: ملخ‌ها، سلول‌های تغذیه خورشیدی، پره‌های دم و حمل بار. سیستم کنترل پرواز و

زیر نوشته می شود:

$$\dot{\eta} = J(\eta)V \quad (1)$$

که ماتریس $J(\eta)$ بصورت زیر تعریف می شود:

$$J(\eta) = \begin{bmatrix} J_1 & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & J_2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

عبارت J_1 و J_2 به ترتیب ماتریس چرخش از چارچوب بدنی به چارچوب اینرسی و ماتریس تبدیل از سرعت زاویه ای به نرخ زاویه وضعیت می باشد. دو

ماتریس فوق به صورت زیر بیان می شوند:

$$J_1 = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix}$$

$$J_2 = \begin{bmatrix} 1 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \\ 0 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

که عبارت $c = \cos(\cdot)$ و $s = \sin(\cdot)$ می باشد [15].

در نهایت معادله دینامیکی شش درجه آزادی کشتی هوایی به صورت زیر بیان می شود [17,16]:

$$M\dot{V} + C(V)V + D(V)V + G(\eta) = \tau \quad (4)$$

که M ماتریس اینرسی، $C(V)$ ماتریس کریولیس و سانتیریفوژ، $D(V)$ ماتریس دمپ، $G(\eta)$ بردار گرانشی و نیرو و گشتاور بویانسی و در نهایت τ نیرو و گشتاور کنترلی می باشند [14].

3-2- مدل کشتی هوایی

برای مدل سازی دینامیکی برای حفظ موقعیت در ارتفاع خاص و تبدیل معادلات شش درجه آزادی به معادلات در صفحه افقی فرضیات زیر در نظر گرفته می شود:

- زمانی که کشتی هوایی در ارتفاع ثابت حرکت می کند متغیرهای زوایای پیچ و رول بسیار کوچک می باشند بنابراین تاثیر آنها در حرکت روی صفحه افقی ناچیز می باشند در نتیجه دینامیک مورد نظر با حرکات پیچ و یاو قابل صرف نظر می باشد.
 - کشتی هوایی را در حالت خنثی در نظر می گیریم بنابراین نیروی گرانشی با نیروی بویانسی برابر می باشد. در نتیجه نیروهای گرانشی و بویانسی هیچ تاثیری در حرکات صفحه افقی ندارند [18].
- با فرضیات فوق معادلات دینامیکی از شش درجه آزادی به سه درجه آزادی تقلیل می یابند و به صورت زیر بیان می شوند:

$$M\dot{V} + C(V)V + D(V)V = \tau \quad (5)$$

$$\dot{\eta} = J(\eta)V \quad (6)$$

که

$$M = \begin{bmatrix} m - X_u & 0 & 0 \\ 0 & m - Y_v & 0 \\ 0 & 0 & I_{33} - N_r \end{bmatrix}$$

$$C(V) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -(m - Y_v)v \\ 0 & 0 & (m - X_u)u \\ (m - Y_v)v & -(m - X_u)u & I_{33} - N_r \end{bmatrix}$$

$$D(V) = \begin{bmatrix} -X_u & 0 & 0 \\ 0 & -Y_v & 0 \\ 0 & 0 & -N_r \end{bmatrix}$$

$$J(\Omega) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

که m جرم ناخالص، $X_u, Y_v, N_r, X_v, Y_u, N_v$ پارامترهای اینرسی افزوده شده [16]، $\eta = [x, y, \psi]^T$ موقعیت و جهت گیری در چارچوب اینرسی، $V = [u, v, r]^T$ بیانگر سرعت های زاویه ای و $\tau = [\tau_u, \tau_v, \tau_r]^T$ نیروی طولی سمتی و گشتاور یاو می باشند [19].

سیستم قدرت در زیر بالن نصب شده است. سطوح کنترل آیرودینامیکی، سکان ها و بالابرها در زیر بدنه به صورت ثابت نصب شده اند. جابه جایی سکان منجر به ایجاد حرکات یاو و جابه جایی بالابر منجر به ایجاد حرکات پیچ می شود. بردارهای تراست ملخ ها در هردو طرف بدنه ثابت می باشند که نیروی اصلی حرکت را تولید می کنند (شکل 1) [7].

2-2- سینماتیک و دینامیک

حرکت یک کشتی هوایی با معادلات سینماتیکی و دینامیکی شش درجه آزادی در فضا بیان می شود. مختصات سیستم در شکل 2 نشان داده شده است. چارچوب $O_e = (X_e, Y_e, Z_e)$ به صورت ثابت در جهت سطح زمین قرار گرفته است. محور X که به سمت شمال، Y به سمت غرب و محور Z به سمت پایین می باشد. همچنین چارچوب $O_b = (x_b, y_b, z_b)$ بدنی بوده که مبدا آن در مرکز حجم کشتی هوایی قرار دارد. با توجه به چارچوب های ذکر شده مختصات تعمیم یافته کشتی هوایی با $\eta = [P, \Omega]^T$ تعریف می شود که $P = [x, y, z]^T$ موقعیت نسبت به چارچوب زمین و $\Omega = [\phi, \theta, \psi]^T$ زوایای وضعیت رول، پیچ و یاو می باشد. سرعت های تعمیم یافته کشتی هوایی به صورت $V = [v, \omega]^T$ است که $v = [u, v, w]^T$ سرعت های خطی و $\omega = [p, q, r]^T$ سرعت های زاویه ای در چارچوب بدنی می باشند [14].

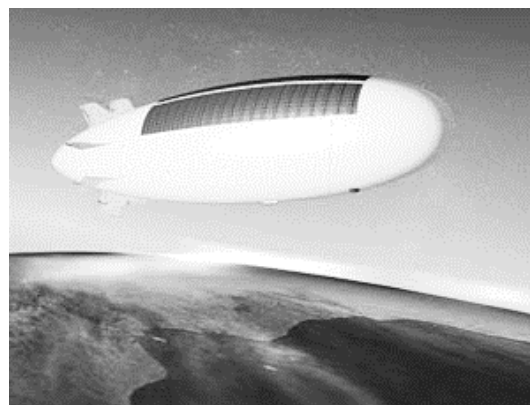


Fig.1 An autonomous airship of stratospheric [13]

شکل 1 کشتی هوایی استراتوسفری مستقل [13]

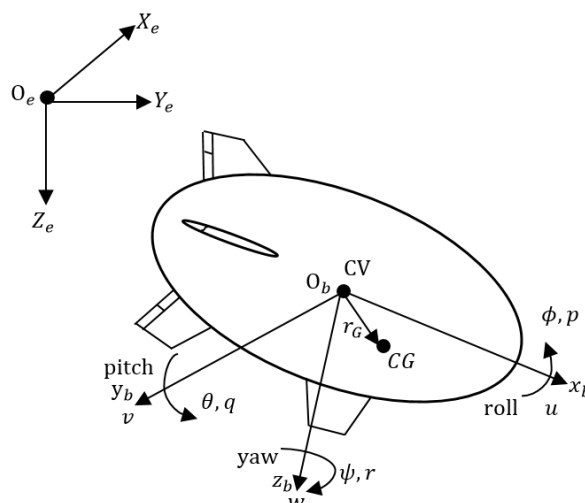


Fig. 2 Coordinate systems of an airship platform.

شکل 2 سیستم مختصات یک کشتی هوایی
با در نظر گرفتن این متغیرها معادله سینماتیک شش درجه آزادی به صورت

باشد و $t \in [0, T]$ و $z \in [0, T] \rightarrow \mathbb{R}^p$ قانون کنترل بهینه H_∞ به صورت زیر می-باشد [20]:

$$\int_0^T \|z\|_2^2 dt \leq \gamma^2 \int_0^T \|\omega\|_2^2 dt \quad (13)$$

عبارت سمت چپ نامساوی را می توان به صورت زیر در نظر گرفت:

$$\|z\|_2^2 = z^T z = [h^T(x) \quad u^T] W^T W \begin{bmatrix} h(x) \\ u \end{bmatrix} \quad (14)$$

که ماتریس متقارن مثبت معین $W^T W$ به صورت زیر قابل بیان می باشد:

$$W^T W = \begin{bmatrix} Q & S \\ S^T & R \end{bmatrix} \quad (15)$$

که Q و R ماتریس مثبت معینی می باشند.

همیلتونیون در رابطه با تعریف (13) به صورت (16) بیان می شود:

$$H(x, p, \omega, u) = p^T (f(x) + g_1(x)\omega + g_2(x)u) + \frac{1}{2} (\|h(x) + u(x)\|^2 - \gamma^2 \|x\|^2) \quad (16)$$

در مقاله [21] نشان داده شده است که اگر تابع هموار و مثبت $V(x)$ به صورت محلی در همسایگی مبدأ در $\mathbb{R}^n$ وجود داشته باشد باید معادله (17) را ارضا کند:

$$H(x, V_x^T) \triangleq H(x, V_x^T, \alpha_1(x, V_x^T), \alpha_2(x, V_x^T)) \quad (17)$$

معادله همیلتون-ژاکوبی-بلمن-ایزاک به صورت معادله (18) تعریف می شود:

$$\begin{aligned} \frac{\partial V}{\partial t} + \frac{\partial^T V}{\partial x} f(x, t) + \frac{1}{2} \frac{\partial^T V}{\partial x} \left[\frac{1}{\gamma^2} g_1(x, t) g_1^T(x, t) \right. \\ \left. - g_2(x, t) R^{-1} g_2^T(x, t) \right] \frac{\partial V}{\partial x} \\ - \frac{\partial^T V}{\partial x} g_2(x, t) R^{-1} S^T h(x) \\ \left. + \frac{1}{2} h^T(x) (Q - S R^{-1} S^T) h(x) = 0 \right. \end{aligned} \quad (18)$$

بنابراین با فرضیات فوق سیگنال کنترل بهینه $u^*(x, t)$ برای معادله (18) به صورت زیر استخراج می شود:

$$u^* = -R^{-1} (S^T h(x) + g_2^T(x, t) \frac{\partial V(x, t)}{\partial x}) \quad (19)$$

حال برای توسعه کنترل H_∞ غیر خطی برای کشتی هوایی استراتوسفر در معادله دینامیکی، نیرو و گشتاور اغتشاش خارجی را در نظر گرفته و بصورت (20) باز نویسی می کنیم:

$$\tau_\eta = \tau_{\eta_a} + \tau_{\eta_d} \quad (20)$$

که τ_{η_a} بردار نیرو و گشتاور اعمالی، τ_{η_d} تاثیر نهایی مدل سازی سیستم و اغتشاش خارجی می باشد.

برای تجزیه و تحلیل قانون کنترلی ذکر شده ابتدا باید خطای ردیابی را به صورت (21) تعریف کنیم:

$$\hat{x} = \begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \eta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \eta - \eta^d \\ \eta - \eta^d \end{bmatrix} \quad (21)$$

که $\eta^d \in \mathbb{R}^n$ و $\eta^d \in \mathbb{R}^n$ حالت مطلوب و سرعت متناظر می باشند. قابل ذکر است که عبارت های انتگرال شامل بردار خطا می باشد. این عبارت اجازه بدست آوردن بردار خطای حالت پایدار پوچ را زمانی که اغتشاش ماندگار یا مداوم به سیستم اعمال می شود را می دهد. به همین جهت قانون کنترلی سیستم به صورت (22) می باشد [21]:

$$\tau_{\eta_a} = M_\eta \ddot{\eta} + C_\eta(V) \dot{\eta} - T_1^{-1} (M_\eta T \hat{x} + C_\eta(V) T \hat{x}) + T_1^{-1} u \quad (22)$$

قانونی کنترلی به سه بخش تقسیم می شود: عبارت اول معادله (22) اجزای تشکیل دهنده دینامیک سیستم را شامل می شود، بخش دوم شامل بردار خطای $\hat{x}$ و مشتق آن $\dot{\hat{x}}$ می باشد. با فرض $\tau_{\eta_d} \equiv 0$ این دو عبارت قادر به ردیابی کامل می باشد که بیانگر تلاش کنترل ضروری مورد نیاز برای انجام وظیفه می باشد و در نهایت سومین عبارت که شامل بردار u می باشد، بیانگر تلاش کنترلی اضافی مورد نیاز در مواجه با اغتشاش می باشد.

از آنجا که معادله (5) به صورت صریح تابعی از V می باشد، لذا معادله فوق باید تابعی از η شود، بنابراین در ابتدا معادله (5) را به صورت تابعی از η بدست می آوریم، برای این منظور از معادله (6) داریم:

$$V = J^{-1}(\eta) \dot{\eta} \quad (8)$$

با مشتق گیری از رابطه (8) داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{\partial J^{-1}(\eta)}{\partial t} \dot{\eta} + J^{-1}(\eta) \ddot{\eta} \\ &= J^{-1}(\eta) \dot{J}(\eta) J^{-1}(\eta) \dot{\eta} + J^{-1}(\eta) \ddot{\eta} \end{aligned} \quad (9)$$

با جایگذاری معادله (9) در (5) داریم:

$$\begin{aligned} M J^{-1}(\eta) \ddot{\eta} - M J^{-1}(\eta) \dot{J}(\eta) J^{-1}(\eta) \dot{\eta} \\ + C(V) J^{-1}(\eta) \dot{\eta} + D(V) J^{-1}(\eta) \dot{\eta} \\ = M J^{-1}(\eta) \ddot{\eta} \\ + [C(V) - M J^{-1}(\eta) \dot{J}(\eta)] J^{-1}(\eta) \dot{\eta} \\ + D(V) J^{-1}(\eta) \dot{\eta} = \tau \end{aligned} \quad (10)$$

با تعریف $M_\eta = M J^{-1}(\eta)$ و $C_\eta(V) = [C(V) - M J^{-1}(\eta) \dot{J}(\eta)] J^{-1}(\eta)$ و $D_\eta(V) = D(V) J^{-1}(\eta)$ به صورت زیر باز نویسی می شود:

$$M_\eta \ddot{\eta} + C_\eta(V) \dot{\eta} + D_\eta(V) \dot{\eta} = \tau_\eta \quad (11)$$

برای سهولت در بخش طراحی کنترلر عبارت $M_\eta \ddot{\eta} + D_\eta(V) \dot{\eta} + C_\eta(V) \dot{\eta}$ به صورت $C_\eta \ddot{\eta}$ در نظر گرفته می شود.

3- طراحی کنترلر H_∞ غیر خطی برای پایداری سازی و ردیابی مسیر

مسئله پایداری سازی و ردیابی مسیر دربرگیرنده طراحی کنترلی است که به صورت مجانبی موقعیت و جهت گیری کشتی هوایی را پایدار کند و در مرحله بعد بتواند در برابر اغتشاش خارجی و نامعینی مقاوم باشد. برای همین منظور از کنترلر مقاوم H_∞ غیر خطی استفاده می شود.

در این بخش قانون کنترلی مقاوم برای پایداری سازی و ردیابی مسیر کشتی هوایی استراتوسفری در برابر اغتشاش خارجی و نامعینی طراحی می شود. هدف تئوری کنترل H_∞ غیر خطی که برای اولین بار توسط ون در شفت¹ ارائه شد، بدست آوردن نرخ محدود انرژی بین خطای سیگنال و انرژی اغتشاش سیگنال می باشد. جواب مسئله کنترل H_∞ غیر خطی وابسته به حل معادله همیلتون-ژاکوبی-بلمن-ایزاک² می باشد که با جایگزینی معادله ریکاتی در فرمول کنترل خطی H_∞ بدست می آید [20]. از جمله روش های حل این معادله روش عددی سر تیلور می باشد که جواب تقریبی را ارائه می کند، با این حال با استفاده از تئوری بازی برای این مورد یک جواب تحلیلی ارائه می شود.

یک سیستم غیر خطی چند ورودی چند خروجی به صورت معادله (12) در نظر گرفته و داریم:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + g_1(x)\omega + g_2(x)u \\ z &= W \begin{bmatrix} h(x) \\ u \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (12)$$

که $x \in \mathbb{R}^n$ متغیر دستگاه، $u \in \mathbb{R}^{m_2}$ ورودی دستگاه، $\omega \in \mathbb{R}^{m_1}$ متغیر ورودی خارجی و $z \in \mathbb{R}^p$ متغیر پنهانی، $h(x) \in \mathbb{R}^m$ متغیر هزینه و $W \in \mathbb{R}^{(p+m) \times (p+m)}$ وزن ماتریس می باشد. اهداف کنترل، بدست آوردن پایداری سیستم حلقه بسته و کاهش اثر ورودی اغتشاش ω به متغیر پنهانی z می باشد. در این مورد سیستم حلقه بسته پایدار است و ضریب میرایی اغتشاش نیز بصورت زیر بدست می آید: انتخاب یک مقدار مثبت γ ، اگر در همسایگی u در نقطه $x = 0$ به ازای هر $T > 0$ وجود داشته باشد، به طوری که تابع $\omega: [0, T] \rightarrow \mathbb{R}^{m_1}$ به صورت تکه ای پیوسته باشد، آنگاه سیگنال های خارجی به صورت محلی بوسیله γ ضعیف می شوند، همچنین اگر عبارت x قابل اندازه گیری

¹ Van der shaft

² Hamilton-Jacobi-Bellman-Isaacs

برای محاسبه وزن ماتریس $W^T W$ داریم:

$$\begin{aligned} Q_1 &= \omega_1^2 I, \quad Q_2 = \omega_2^2 I, \quad Q_3 = \omega_3^2 I, \quad R = \omega_u^2 I \\ Q_{12} &= Q_{13} = Q_{23} = 0, \quad S_1 = S_2 = S_3 = 0 \end{aligned} \quad (32)$$

با در نظر گرفتن ضرایب، ماتریس مشتق زمانی، بردار خطای موقعیت و انتگرال، این کنترل را می توان به عنوان یک قانون کنترلی PID تفسیر کرد. با این حال ضرایب مربوطه غیرخطی می باشند، چون مقادیر، بستگی به موقعیت و سرعت های متغیر با زمان دارد.

$$\begin{aligned} K_D &= T_1^{-1}(T_2 + M(\eta)^{-1}C_\eta(V)T_1 + M(\eta)^{-1}R^{-1}(S_1^T + T_1)) \\ K_P &= T_1^{-1}(T_3 + M(\eta)^{-1}C_\eta(V)T_2 + M(\eta)^{-1}R^{-1}(S_2^T + T_2)) \\ K_I &= T_1^{-1}(M(\eta)^{-1}C_\eta(V)T_3 + M(\eta)^{-1}R^{-1}(S_3^T + T_3)) \end{aligned} \quad (33)$$

مقادیر عبارات تحلیلی بهره ها به صورت (34) بیان می شود که شبیه بهره های کنترلر تناسبی، انتگرالی، مشتقی¹ می باشد.

$$\begin{aligned} K_D &= \frac{\sqrt{\omega_2^2 + 2\omega_1\omega_3}}{\omega_1} I + J(\eta)^{-1}(C(\eta, \dot{\eta}) + \frac{1}{\omega_u^2} I) \\ K_P &= \frac{\omega_3}{\omega_1} + \frac{\sqrt{\omega_2^2 + 2\omega_1\omega_3}}{\omega_1} J(\eta)^{-1}(C(\eta, \dot{\eta}) + \frac{1}{\omega_u^2} I) \\ K_I &= \frac{\omega_3}{\omega_1} J(\eta)^{-1}(C(\eta, \dot{\eta}) + \frac{1}{\omega_u^2} I) \end{aligned} \quad (34)$$

این عبارات یک ویژگی مهم دارند، که آنها به پارامتر γ بستگی ندارند. بنابراین، یک عبارت جبری برای محاسبه راه حل کلی بهینه برای این مورد خاص به دست آمده است.

4- شبیه سازی و نتایج

برای نشان دادن درستی راه حل پیشنهادی از شبیه سازی رایانه ای استفاده شده است. شبیه سازی در حضور اغتشاشات صورت پذیرفته است.

4-1- پایداری سازی و ردیابی مسیر کشتی هوایی

حالت مطلوب برای دو حالت پایداری سازی در ارتفاع 22 کیلومتری و ردیابی مسیر مطلوب در آن ارتفاع با توجه به ماموریت کشتی هوایی استراتوسفری، به صورت $\eta_{d1} = [x_d, y_d, \psi_d]^T = [400(m), 400(m), \pi/4(\text{rad})]^T$ و $\psi_d = 1000 \sin(0.005t)$ و $x_d = 1000 \cos(0.005t)$ و $\eta_0 = [x_0, y_0, \psi_0]^T = [0(m), 0(m), 0(\text{rad})]^T$ در نظر گرفته شده است. همچنین بهره کنترل H_∞ غیرخطی با مقادیر $(\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_u) = (0.05, 0.5, 0.2, 0.7)$ تنظیم شده است. مقادیر پارامترها برای شبیه سازی نیز در جدول 1 ارائه شده است.

اغتشاش خارجی نیز که به عنوان نیرو و گشتاور آیرودینامیکی در نظر گرفته شده است، مقدار $A_x = 10N$ در ثانیه 180 در راستای x ، مقدار $A_y = 10N$ در ثانیه 225 در راستای y و مقدار $A_\psi = 1N.m$ در ثانیه 5 در راستای زاویه ψ در نظر گرفته شده است. همچنین ابتدا مقدار 30٪ نامعینی در پارامتر جرم و ممان اینرسی و برای ارائه جزئیات بیشتر نامعینی های متفاوتی ایجاد شده است.

در این بخش به شبیه سازی عملکرد کنترلر H_∞ غیر خطی در حضور اغتشاش خارجی و نامعینی پارامتری به منظور پایداری سازی کشتی هوایی استراتوسفری پرداخته شده است. قابل ذکر است، کشتی هوایی مزبور در

در معادله (22) ماتریس T به صورت (23) بیان می شود:

$$T = [T_1 \quad T_2 \quad T_3] \quad (23)$$

که $T_1 = \rho I$ می باشد. ρ یک اسکالر واحد می باشد و I ماتریس واحد با مرتبه n می باشد.

با جایگزین کردن معادله (22) در معادله دینامیکی (11) و تعریف $\omega = J(\eta)T_1J(\eta)^{-1}\tau_{\eta d}$ داریم:

$$M_\eta T \dot{x} + C_\eta(\eta)T \dot{x} = u + \omega \quad (24)$$

عبارت (24) معادله دینامیکی خطای سیستم را نشان می دهد.

برای اعمال نتایج تئوری (24) به صورت فرم استاندارد مسئله کنترل H_∞

غیر خطی داریم:

$$\dot{\hat{x}} = f(x) + g_1(x)\omega + g_2(x)u \quad (25)$$

$$f(\hat{x}, t) = T_0^{-1} \begin{bmatrix} M_\eta^{-1}C & 0 & 0 \\ T_1^{-1} & I - T_1^{-1}T_2 & -I + T_1^{-1}(T_2 - T_3) \\ 0 & I & -I \end{bmatrix} T_0 \quad (26)$$

$$g(\hat{x}, t) = k(\hat{x}, t) = T_0^{-1} \begin{bmatrix} M_\eta^{-1} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (27)$$

که $T_0 = \begin{bmatrix} T_1 & T_2 & T_3 \\ 0 & I & I \\ 0 & 0 & I \end{bmatrix}$ می باشد.

قانون کنترلی $u(t)$ به نحوی بدست آید که نرخ بین انرژی متغیر هزینه $\zeta = W[h(x)]$ و انرژی سیگنال اغتشاش d کمتر از ضریب γ باشد. با توجه به تعریف از خطا بردار x_η و تعریف مقادیر متغیر هزینه ζ ساختارهای زیر برای ماتریس Q و S به صورت زیر در نظر گرفته می شود:

$$Q = \begin{bmatrix} Q_1 & Q_{12} & Q_{13} \\ Q_{12} & Q_2 & Q_{23} \\ Q_{13} & Q_{23} & Q_3 \end{bmatrix}, \quad S = \begin{bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ S_3 \end{bmatrix}$$

همانطور که در بخش قبل عنوان شد، جواب معادله HJBI بستگی به انتخاب متغیر هزینه ζ و به ویژه انتخاب تابع $h(x)$ دارد. در این پژوهش، این تابع بردار خطا $x_\eta = h(x)$ در نظر گرفته شده است، پس از انتخاب این تابع، برای محاسبه قانون کنترل u نیاز به پیدا کردن تابع لیپانوف $V(x_\eta, t)$ معادله HJ در معادله (18) است. جزئیات رسیدن به این راه حل در [21] قابل ملاحظه است. تابع لیپانوف $V(\hat{x}, t)$ را به صورت معادله (28) در نظر بگیریم:

$$V(x, t) = \frac{1}{2} x^T T_0^T \begin{bmatrix} M_\eta & 0 & 0 \\ 0 & Y & X - Y \\ 0 & X - Y & Z + Y \end{bmatrix} T_0 x \quad (28)$$

که X و Y و $Z \in \mathbb{R}^{n \times n}$ درایه های مثبت و ثابت هستند که $Z - XY^{-1}X + 2X > 0$ و M_η ماتریس اینرسی کشتی هوایی می باشد. با جایگزینی تابع لیپانوف (28) در معادله (17) جواب معادله همیلتون-ژاکوبی-بلمن-ایزاک به صورت زیر قابل بیان است:

$$\begin{bmatrix} M_\eta & Y & X \\ Y & 2X & Z + 2X \\ X & Z + 2X & 0 \end{bmatrix} + Q + \frac{1}{\gamma^2} T^T T - (S^T + T)R^{-1}(S^T + T) = 0 \quad (29)$$

جواب مقادیر ثابت معادله (29) به همراه درایه های T با استفاده از معادله ریکاتی بدست می آید. اثبات تابع لیپانوف و محاسبه درایه های T و تئوری کنترل غیر خطی H_∞ به صورت کامل در [19] آورده شده است.

با محاسبه ماتریس T و جایگزینی $V(\hat{x}, t)$ در معادله (19) قانون کنترل بهینه H_∞ به صورت زیر به ازای پارامتر γ به صورت رابطه (30) بدست می آید [22]

$$u^* = -R^{-1}(S^T + T) \hat{x} \quad (30)$$

سپس با جایگزینی معادله (30) در معادله (22) و اعمال ساده سازی،

قانون کنترلی به صورت (31) نوشته می شود:

$$\tau_{\eta d}^* = M_\eta \ddot{\eta}^d + C_\eta(V)\dot{\eta} - J(\eta) \left(K_D \dot{\eta} + K_P \eta - K_I \int \eta dt \right) \quad (31)$$

¹ Proportional-Integral-Derivative(PID)

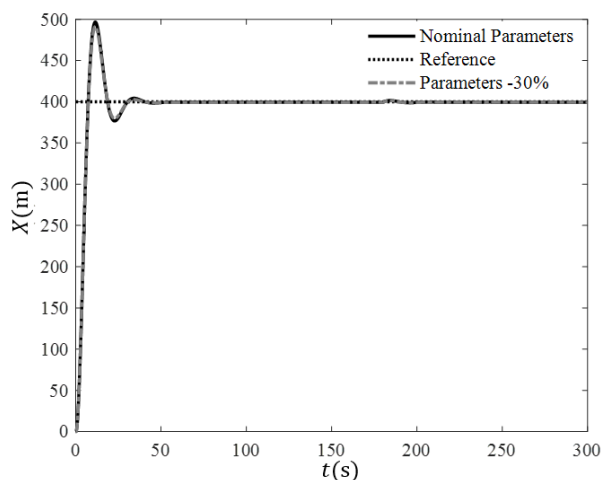


Fig. 4 Position X with external disturbance and uncertainty

شکل 4 موقعیت X با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

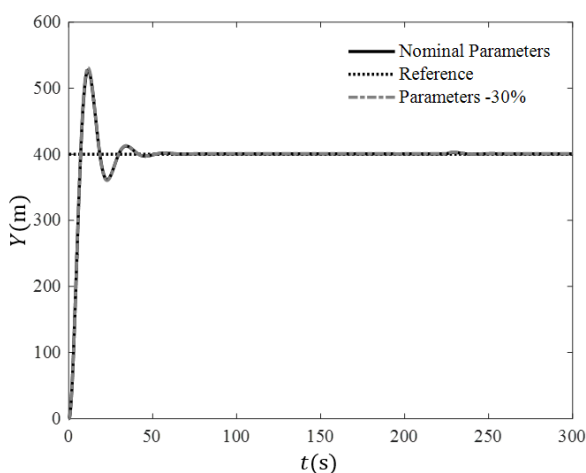


Fig. 5 Position Y with external disturbance and uncertainty

شکل 5 موقعیت Y با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

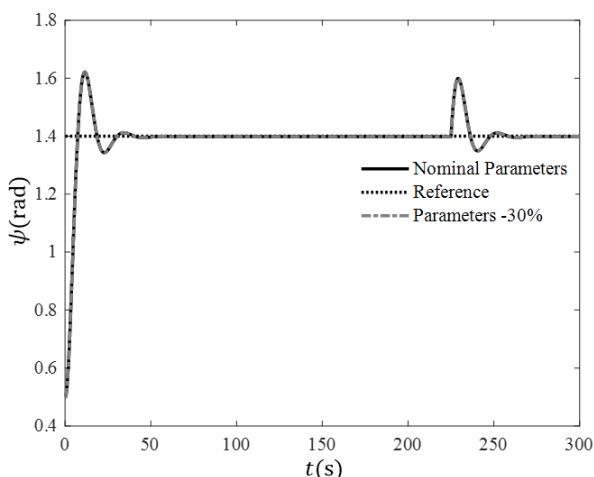


Fig. 6 Orientation ψ with external disturbance and uncertainty

شکل 6 زاویه ψ با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

شکل 7 تا 9 نیز خطاهای موقعیت مرجع را نشان می‌دهند. قابل مشاهده است که در هر سه شکل خطای ردیابی در کمتر از 50 ثانیه به صفر همگرا شده است. در زمان اعمال اغتشاش نیز سیستم کنترل به دلیل استفاده از کنترل

جدول 1 مقادیر پارامترها برای شبیه سازی کشتی هوایی استراتوسفری [11]

Table 1 Parameters for simulation of Stratospheric Airship [11]

واحد	مقدار	پارامتر
kg	239	m
kg	-4.235	$X_{\dot{u}}$
kg	-21.668	$Y_{\dot{v}}$
Nms ² /rad	-3.423	$N_{\dot{r}}$
kg	-80	$X_{\dot{u}}$
kg	-55	$Y_{\dot{v}}$
Nms ² /rad	-55	$N_{\dot{r}}$
Nms ² /rad	12826.753	I_z

ارتفاع 22 کیلومتری ثابت فرض شده است. در شکل 3 نمودار Y بر حسب X رسم شده است. این نمودار نشان می‌دهد که حفظ موقعیت و ردیابی مسیر در مسیر مرجع مشخص شده با وجود اعمال اغتشاش خارجی و نامعینی به خوبی صورت پذیرفته است. در شکل 4 تا 6 به ترتیب موقعیت X ، Y و زاویه ψ ترسیم شده است. قابل مشاهده است که هر سه نمودار مزبور پس از یک فرایند به مقدار مرجع خود در کمتر از 50 ثانیه همگرا شده‌اند.

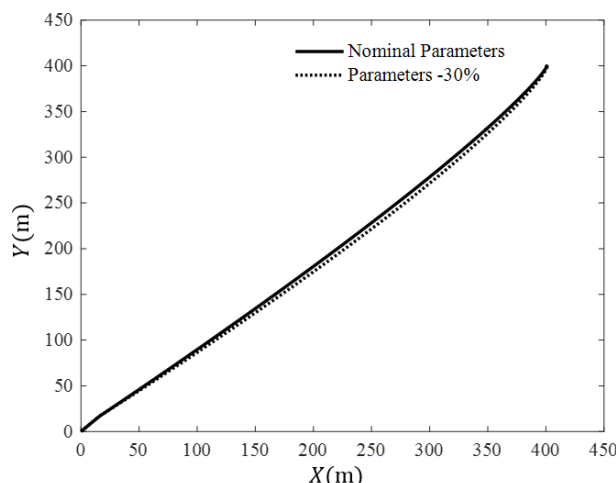


Fig.3.a Position (X, Y) and path tracking with external disturbance and uncertainty

شکل 3-الف موقعیت (X, Y) با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

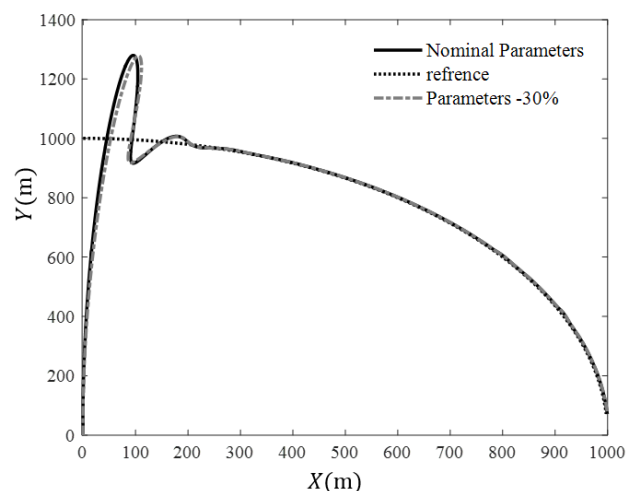
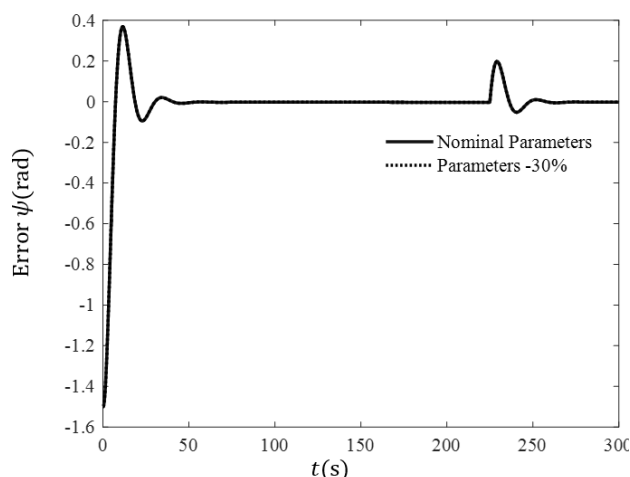
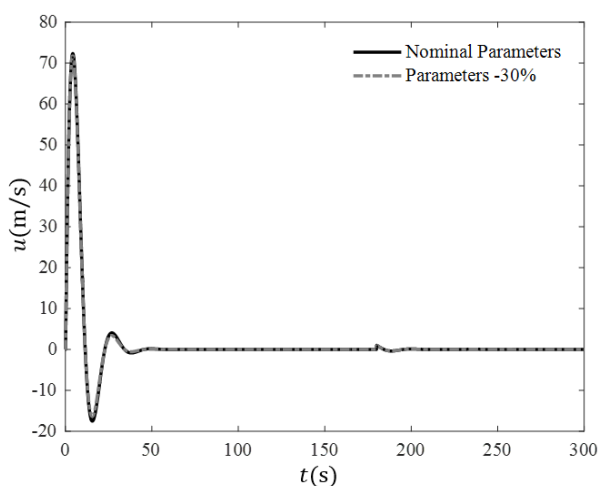


Fig.3.b Path tracking with external disturbance and uncertainty

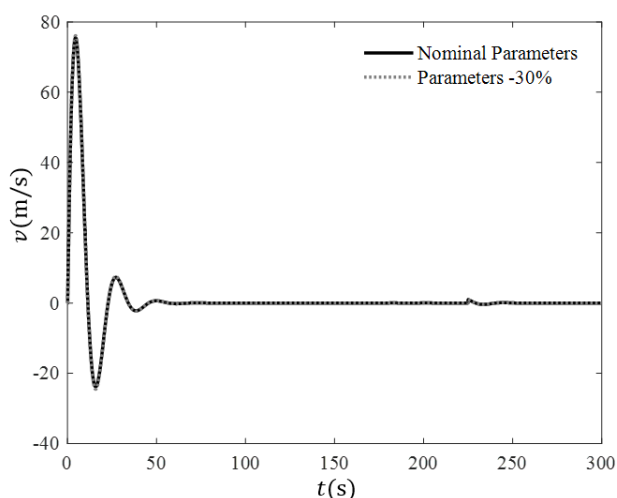
شکل 3-ب ردیابی مسیر با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

Fig. 9 Error ψ with external disturbance and uncertainty

شکل 9 خطای موقعیت ψ با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

Fig. 10 Velocity u with external disturbance and uncertainty

شکل 10 سرعت خطی u با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

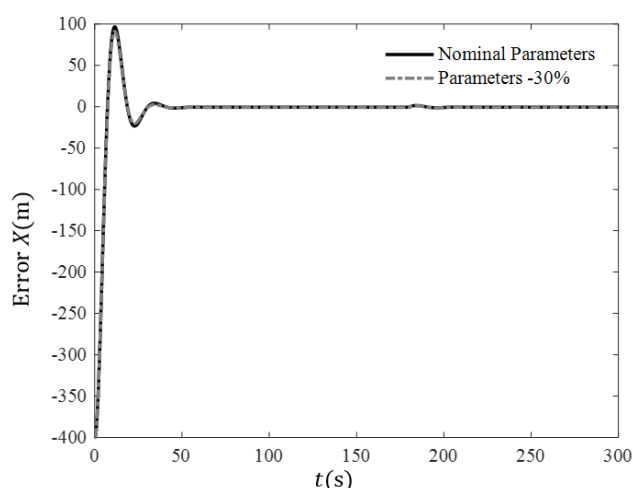
Fig. 11 Velocity v with external disturbance and uncertainty

شکل 11 سرعت خطی v با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

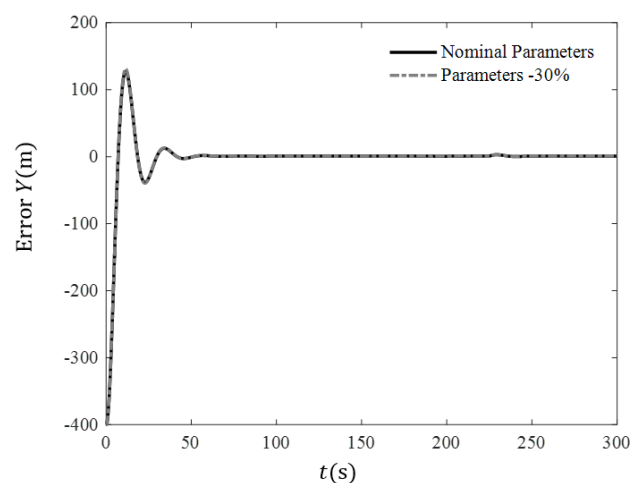
مقاوم به خوبی آن را رد کرده و پایدار مانده است. شکل 10 تا 12 نیز سرعت خطی و زاویه‌ای کشتی هوایی استراتوسفری را نشان می‌دهد. بیشینه سرعت خطی در راستای u به مقدار 72 متر بر ثانیه می‌رسد، در راستای v نیز به مقدار 75 متر بر ثانیه می‌رسد. در نهایت این مقدار در راستای r به مقدار 0.27 رادیان بر ثانیه می‌رسد و به لحاظ اینکه مسیر مورد نظر هموار بوده بلافاصله به مقدار صفر همگرا می‌شود. شکل 13 تا 15 نیز ورودی‌های کنترلی را در وجود اغتشاش خارجی و نامعینی نشان می‌دهند. بیشینه مقدار نیرو در τ_v و τ_u به مقدار $4 \times 10^5 \text{ N}$ می‌رسد و بیشینه گشتاور نیز به مقدار $8 \times 10^4 \text{ N.m}$ در ابتدای مسیر می‌رسد و بلافاصله به صفر همگرا می‌شود.

4-2- بررسی اثرات تغییر پارامترهای اینرسی در سیستم حلقه بسته

در این بخش تامل بیشتری در بحث تاثیرپذیری کنترلر در برابر نامعینی‌های متنوع شده است. ابتدا در نمودارهای 16 تا 17 تغییر پارامترها به ازای تغییر 35%- در جرم و همزمان تغییر 30%- در پارامتر جرم افزوده X_u انجام گرفته است. همچنین در شکل 18 تغییر ممان اینرسی 30% و $-N_r$ انجام شده است. نقاط مشترک این نامعینی‌ها تاثیر ناچیز در ردیابی و پایداری می‌باشد، اما این تغییرات در ورودی‌های کنترلی کاملاً محسوس

Fig. 7 Error X with external disturbance and uncertainty

شکل 7 خطای موقعیت X با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

Fig. 8 Error Y with external disturbance and uncertainty

شکل 8 خطای موقعیت Y با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

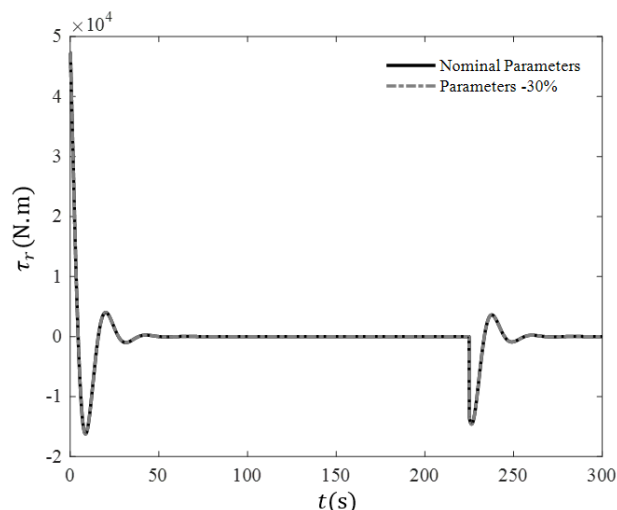


Fig. 15 Input control τ_r with external disturbance and uncertainty
 شکل 15 ورودی کنترلی τ_r با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

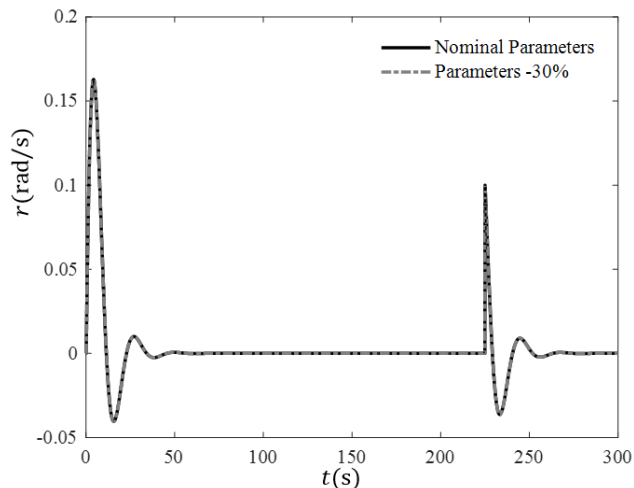


Fig. 12 Angular velocity r with external disturbance and uncertainty
 شکل 12 سرعت زاویه ای r با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

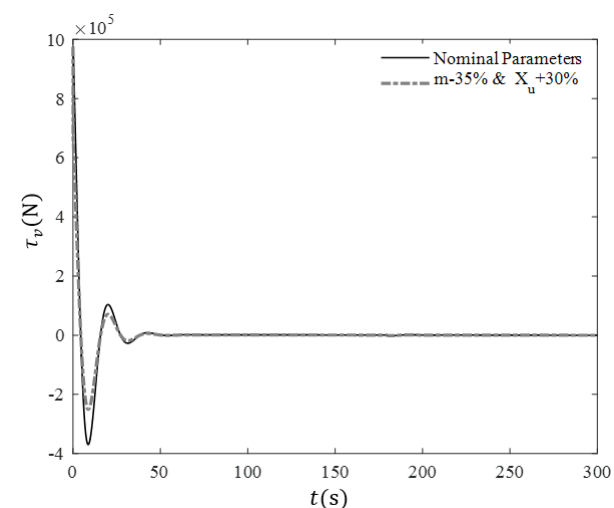


Fig. 16 Input control τ_u with uncertainties
 شکل 16 ورودی کنترلی τ_u به ازای نامعینی مختلف

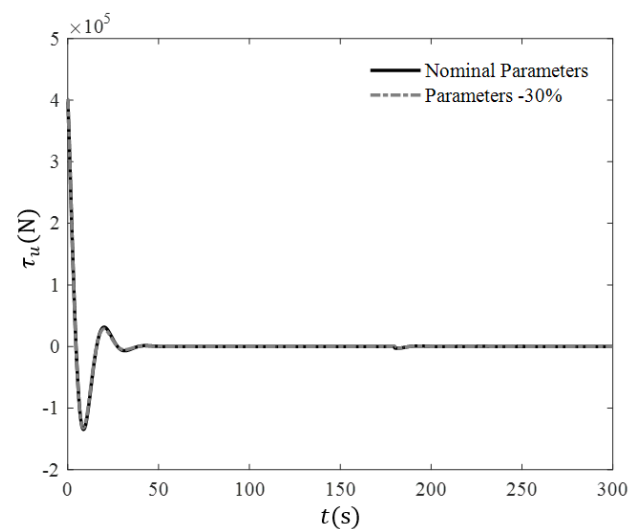


Fig. 13 Input control τ_u with external disturbance and uncertainty
 شکل 13 ورودی کنترلی τ_u با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

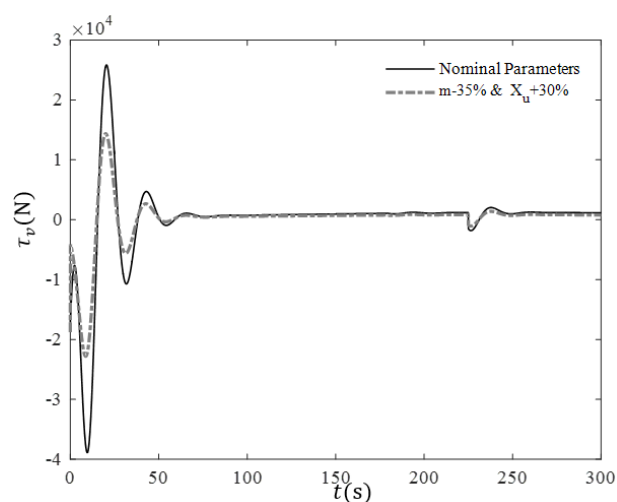


Fig. 17 Input control τ_v with uncertainties
 شکل 17 ورودی کنترلی τ_v به ازای نامعینی مختلف

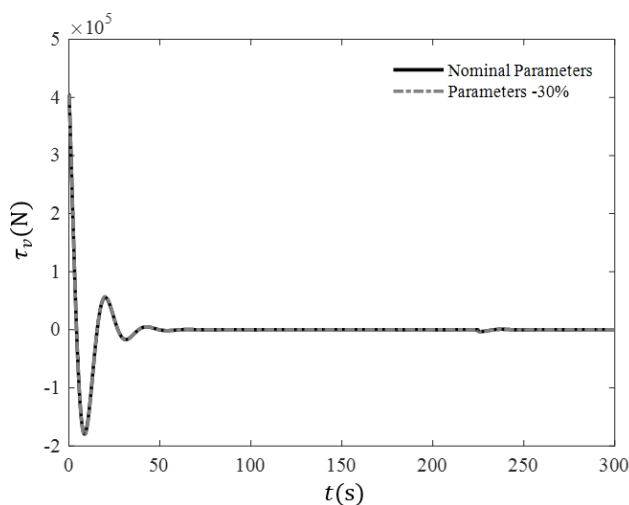
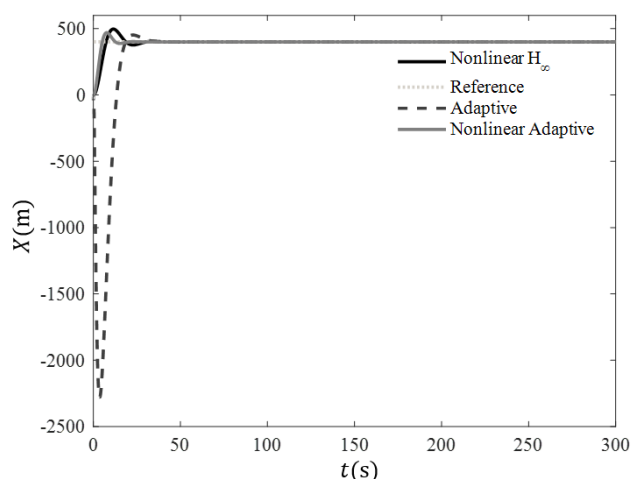
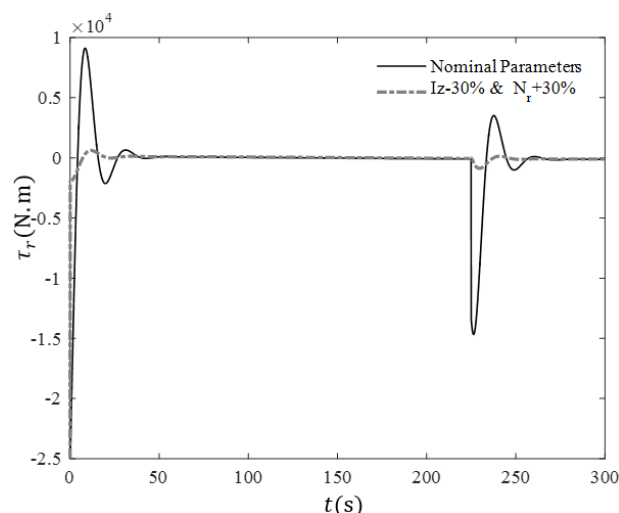


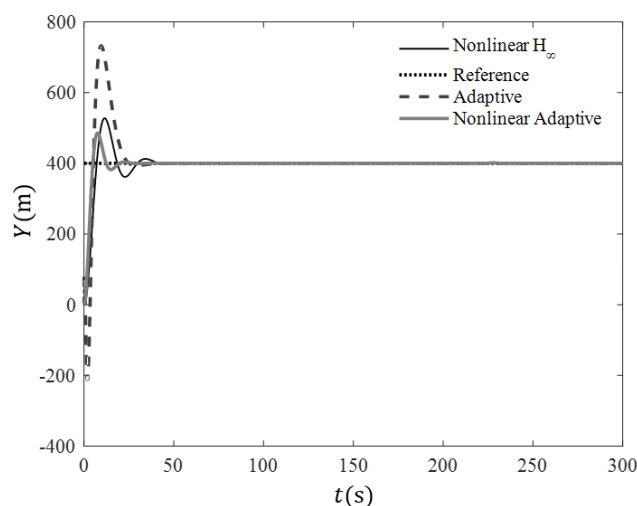
Fig. 14 Input control τ_v with external disturbance and uncertainty
 شکل 14 ورودی کنترلی τ_v با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی

Fig. 19 Compare Position X in robust and adaptive control

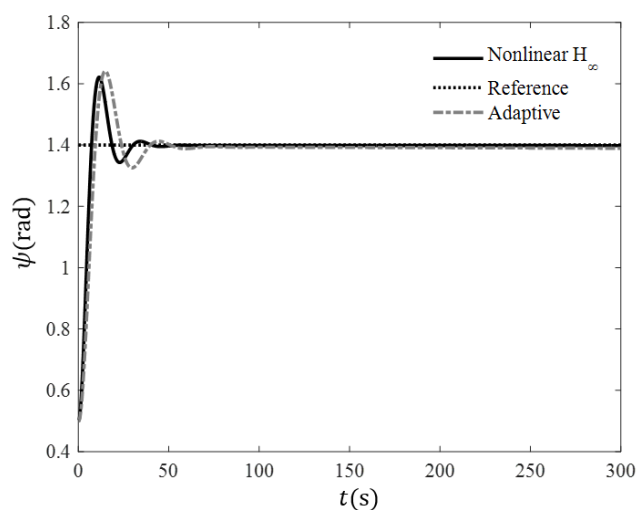
شکل 19 مقایسه موقعیت X در کنترل مقاوم و تطبیقی

Fig. 18 Input control τ_r with uncertainties

شکل 18 ورودی کنترلی τ_r به ازای نامعینی مختلف

Fig. 20 Compare Position Y in robust and adaptive control

شکل 20 مقایسه موقعیت Y در کنترل مقاوم و تطبیقی

Fig. 21 Compare Position ψ in robust and adaptive control

شکل 21 مقایسه موقعیت ψ در کنترل مقاوم و تطبیقی

است. به این صورت که در تغییر جرم به صورت مستقیم در ورودی کنترلی τ_r و τ_u تاثیر گذاشته است و تغییر ممان اینرسی در راستای ارتفاع در ورودی کنترلی τ_r نشان داده شده است.

3-4- اعتبار سنجی و مقایسه الگوریتم کنترلی پیشنهادی

در این بخش به منظور بررسی و ارزیابی عملکرد سیستم کنترلی طراحی شده با سایر رویکردها، مقایسه‌ای در شبیه‌سازی این روش با الگوریتم پیشنهادی کنترلر تطبیقی بر اساس مفهوم پایداری ورودی و خروجی ارائه شده در مقاله [6] و رویکرد کنترل غیر خطی تطبیقی برای ردیابی مسیر برای کشتی هوایی شش درجه آزادی در [7] ارائه شده است که در این مقاله با استفاده از قاعده پایداری لیپانوف نشان داده شده است که خطای ردیابی مسیر به صفر همگرا شده است. شایان ذکر است همه پارامترهای فیزیکی برای دو روش فوق یکسان فرض شده است.

در شکل 19 تا 21 مقایسه موقعیت و جهت‌گیری در سه کنترلر مقاوم، تطبیقی و غیر خطی تطبیقی نشان داده شده است، کاملاً واضح است که عملکرد کنترلر غیر خطی تطبیقی و مقاوم در فراجهدش و همگرایی به مقادیر مرجع قابل قبول‌تر می‌باشد. در شکل 22 تا 24 نیز خطای ردیابی موقعیت و جهت‌گیری آورده شده است. بلافاصله خطای ردیابی این دو کنترلر به صفر رسیده است. همچنین در شکل 25 تا 27 سرعت خطی و سرعت زاویه‌ای در دو کنترلر مقاوم و تطبیقی ارائه شده است. قابل ذکر است عملکرد کنترلر مقاوم H_∞ نسبت به کنترل تطبیقی بهتر می‌باشد ولی بواسطه بروز رسانی دقیق ولحظه‌ای پارامترها، کنترلر غیر خطی تطبیقی عملکرد بهتری نسبت به دو رویکرد دیگر دارا می‌باشد.

5- نتیجه گیری

در این مقاله با توجه به دینامیک غیر خطی کشتی هوایی استراتوسفری، معادلات دینامیک بر مبنای حفظ موقعیت در ارتفاع 22 کیلومتری استخراج شده است. از تئوری کنترل مقاوم H_∞ غیرخطی به منظور پایداری سازی و ردیابی مسیر مرجع استفاده شده است. به دلیل حل تحلیلی معادله همپلتون ژاکوبی با استفاده از تئوری بازی عملکرد سیستم در ردیابی و حفظ موقعیت با روش مذکور در حضور اغتشاش خارجی، قابل قبول بود. همچنین اغتشاش خارجی به عنوان نیرو و گشتاور آیرودینامیکی از قبیل باد در نظر گرفته شده

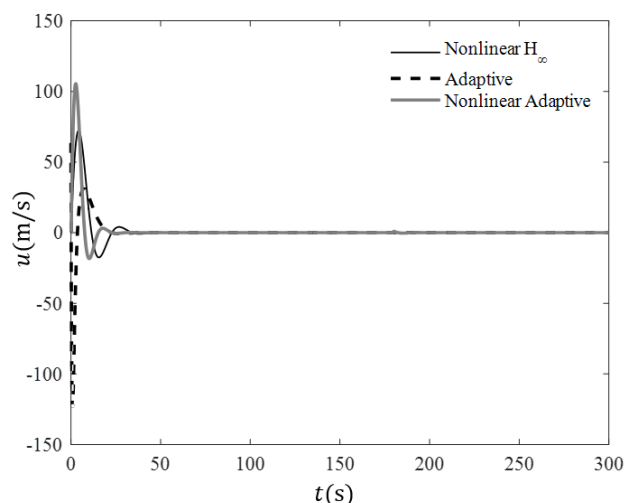


Fig. 25 Compare u in robust and adaptive control

شکل 25 مقایسه سرعت خطی u در کنترل مقاوم و تطبیقی

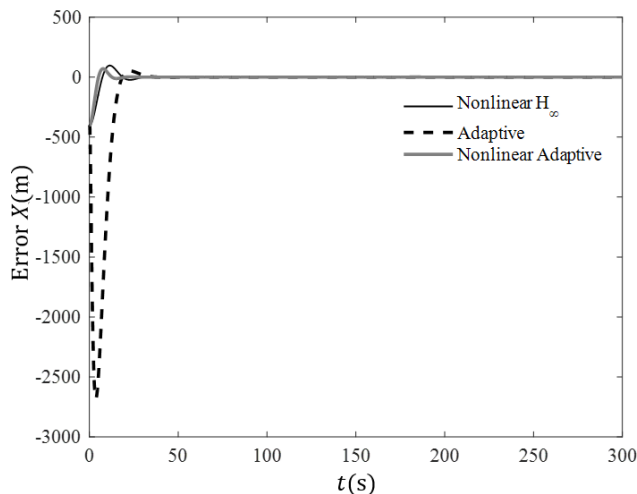


Fig. 22 Compare error X in robust and adaptive control

شکل 22 مقایسه خطای موقعیت X در کنترل مقاوم و تطبیقی

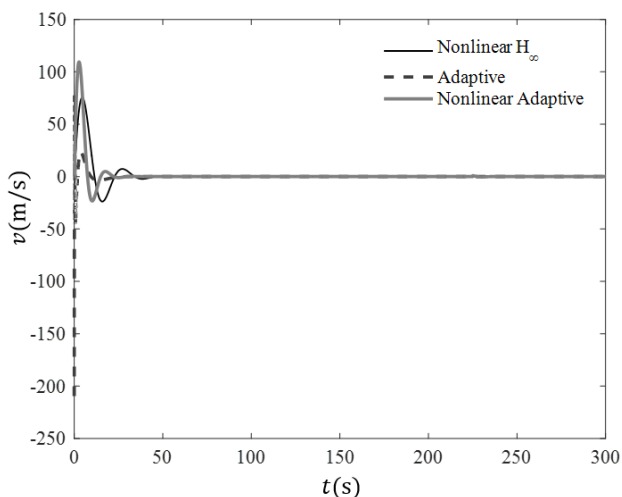


Fig. 26 Compare v in robust and adaptive control

شکل 26 مقایسه سرعت خطی v در کنترل مقاوم و تطبیقی

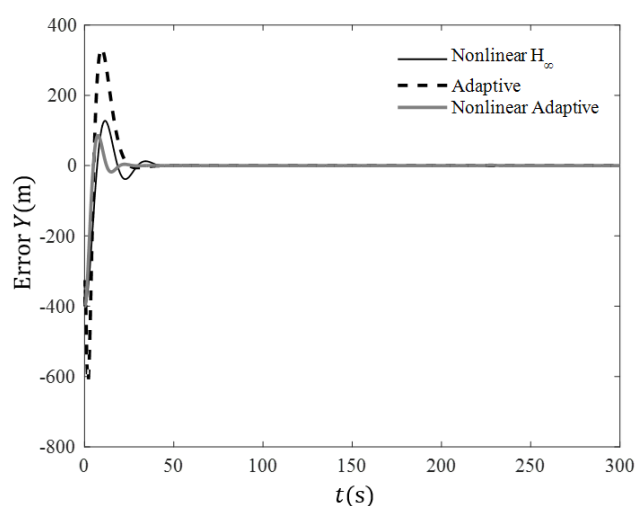


Fig. 23 Compare error Y in robust and adaptive control

شکل 23 مقایسه خطای موقعیت Y در کنترل مقاوم و تطبیقی

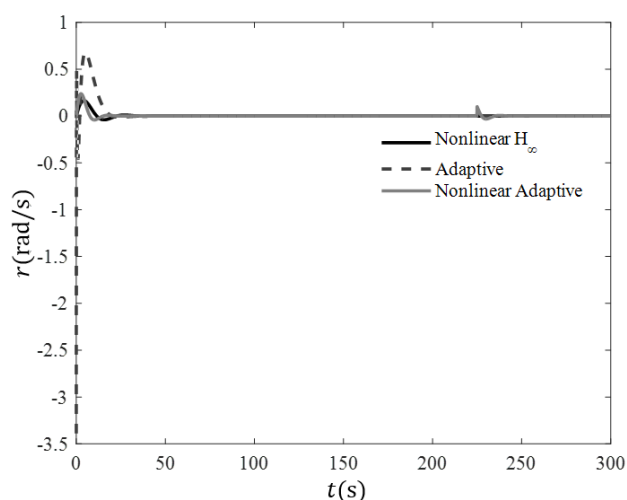


Fig. 27 Compare r in robust and adaptive control

شکل 27 مقایسه سرعت زاویه ای r در کنترل مقاوم و تطبیقی

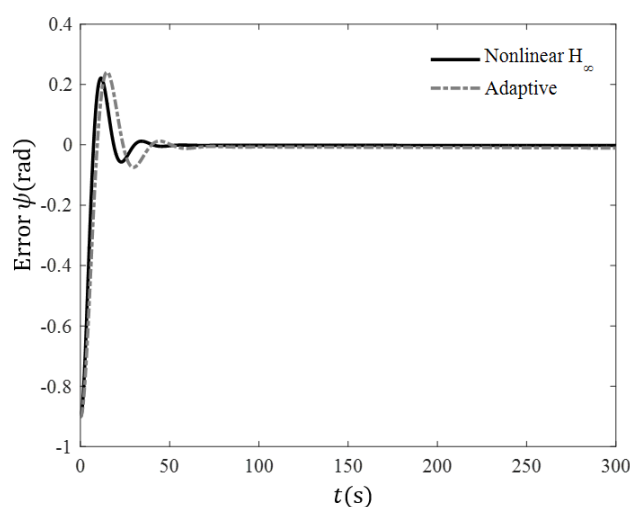


Fig. 24 Compare error ψ in robust and adaptive control

شکل 24 مقایسه خطای موقعیت ψ در کنترل مقاوم و تطبیقی

- [10] J. R. Azinheira, A. Moutinho, E. C. De Paiva, Airship hover stabilization using a backstepping control approach, *Journal of guidance, control, and dynamics*, Vol. 29, No. 2, pp. 903-914, 2006.
- [11] Y. Yang, J. Wu, W. Zheng, Station-keeping control for a stratospheric airship platform via fuzzy adaptive backstepping approach, *Advances in Space Research*, Vol. 51, No. 1, pp. 1157-1167, 2013.
- [12] Y.-y. Wang, Q.-b. Wang, P.-f. Zhou, D.-p. Duan, Robust H_∞ directional control for a sampled-data autonomous airship, *Journal of Central South University*, Vol. 21 No. 2, pp. 1339-1346, 2014.
- [13] I. Masar, E. Stöhr, Gain-scheduled LQR-control for an autonomous airship, *18th International Conference on Process Control*, Tatranská Lomnica, Slovakia, June 14–17, 2011.
- [14] Y. Yang, J. Wu, W. Zheng, Station-keeping attitude control for an autonomous airship using feedback linearization and fuzzy sliding mode control, *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, Vol. 8, No.2, pp. 1-11, 2012.
- [15] Parsa, A. Kalhor, M. A. Amiri Atashgah, Backstepping control performance enhancement using close loop identification for quadrotor trajectory tracking, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No.11, pp. 224-234, 2016 (in Persian فارسی)
- [16] L. Sangjong, H. Lee, W. Daeyeon, B. Hyochong, Backstepping approach of trajectory tracking control for the mid-altitude unmanned airship, *AIAA Guidance, Navigation Control Conference and Exhibit*, Hilton Head, South Carolina, August, pp. 1–14, 2007.
- [17] Z. Cai, W. Qu, Y. Xi, Y. Wang, Stabilization of an underactuated bottom-heavy airship via interconnection and damping assignment, *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, Vol. 17, No. 2, pp. 1690-1715, 2007.
- [18] Y. Zhang, Q. Wei-Dong, X. Yu-Geng, C. Zi-Li, Adaptive stabilization and trajectory tracking of airship with neutral buoyancy, *Acta Automatica Sinica*, Vol. 34, No. 1, pp. 1437-1441, 2008.
- [19] Y. Yang, J. Wu, W. Zheng, Trajectory tracking for an autonomous airship using fuzzy adaptive sliding mode control, *Journal of Zhejiang University SCIENCE*, Vol. 13, No. 22, pp. 534-543, 2012.
- [20] A. J. Van der Schaft, L2-gain analysis of nonlinear systems and nonlinear state-feedback H_∞ control, *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 37, No. 6, pp. 770-784, 1992.
- [21] M. G. Ortega, M. Vargas, C. Vivas, F. R. Rubio, Robustness improvement of a nonlinear H_∞ controller for robot manipulators via saturation functions, *Journal of Robotic Systems*, Vol. 22, No. 1, pp. 421-437, 2005.
- [22] S. Borji Monfared, A. Kalhor, M. Amiri Atashgah, Robust Nonlinear H_∞ and MPC Control for Path Tracking of a Quadrotor through Estimation of System Parameters, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 7, pp. 32-42, 2016. (in Persian فارسی)

است. به منظور ارزیابی عملکرد سیستم کنترلی نامعینی‌های مختلفی در پارامترهای اینرسی و جرم در نظر گرفته و به سیستم اعمال شد و به این ترتیب نشان داده شد که عملکرد سیستم کنترلی و ردیابی مرجع با وجود اغتشاش خارجی و نامعینی قابل قبول بود. همچنین با مقایسه‌ای که بین الگوریتم طراحی شده با رویکرد کنترل تطبیقی و غیر خطی تطبیقی انجام شد، عملکرد سیستم کنترلی مقاوم در ردیابی مسیر و رد اغتشاش خارجی بهتر بوده است. نتایج حاصل از نمودارها نشان از صفر شدن خطای حالت و همچنین پایداری کشتی هوایی در لایه استراتوسفری در حضور نامعینی پارامتری و اغتشاش خارجی داشت.

6- مراجع

- [1] Chu, M. Blackmore, R. G. Oholendt, J. V. Welch, G. Baird, D. P. Cadogan, et al., Novel concept for stratospheric communications and surveillance: star light, *AIAA Balloon Systems Conference*, Williamsburg, VA, May 1-9, 2007.
- [2] S. Smith, M. Fortenberry, M. Lee, R. Judy, Hi Sentinel 180 :flight of a high altitude airship, *11th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference*, Virginia Beach, VA, September 21-28, 2011.
- [3] Nagabhushan, N. Tomlinson, Dynamics and control of a heavy lift airship hovering in a turbulent cross wind, *Journal of Aircraft*, Vol. 19, No. 2, pp. 826-830, 1982.
- [4] S. van der Zwaan, A. Bernardino, J. Santos-Victor, Vision based station keeping and docking for an aerial blimp, *International Conference on Intelligent Robots and Systems IEEE/RSJ*, Takamatsu, Japan, October, pp. 614-619, 2000.
- [5] Schmidt, D.K. Modeling, near-space station-keeping control of a large high-altitude airship, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 22, No. 2, pp.540–547, 2007.
- [6] Y. Wu, M. Zhu, Z. Zuo, Z. Zheng, Adaptive trajectory tracking of stratospheric airship based on input-output stability theory, *Fourth International Symposium on Computational Intelligence and Design (ISCID)*, Hangzhou, October, pp. 301-305, 2011.
- [7] L. Sun, Z. Zheng, Nonlinear adaptive trajectory tracking control for a stratospheric airship with parametric uncertainty, *Journal of Nonlinear Dynamics*, Vol. 82, No. 2, pp. 1419-1430, 2015.
- [8] B.Miripour Farad, P.Abdollahzadeh, Adaptive and robust control of a stratospheric airship, *Modares Mechanical Engineering*, Vol.16, No. 2, pp.111-119, 2016 (in Persian فارسی)
- [9] E. C. De Paiva, F. Benjovengo, S. S. Bueno, Sliding mode control for the path following of an unmanned airship, *IFAC Proceedings Volumes*, Vol. 40, No. 1, pp. 221-226, 2007.