ماهنامه علمى پژوهشى

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

كنترل تطبيقي و مقاوم كشتي هوايي استراتوسفر

بهنام میریپورفرد^{1*}، یگاه عبدالهزاده²

استادیار، مهندسی رباتیک، دانشگاه صنعتی همدان، همدان

2- دانشجوی کارشناسی، مهندسی رباتیک، دانشگاه صنعتی همدان، همدان

* همدان، صندوق پستی 65155-579 bmf@hut.ac.ir

اطلاعات مقاله	چکیدہ
مقاله پژوهشی کامل دریافت: 21 آبان پذیرش: 19 دی 1394 ارائه در سایت: 19 بهمن 1394	کشتیهای هوایی استراتوسفر راهحلهای جالبی را برای بسیاری از چالشهای صنعت هوافضا فراهم ساختهاند. نیروهای رانشی و شناوری که توسط کشتی هوایی تولید می-شود این وسیله را قادر به پروازهای طولانی مدت و داشتن عملکرد کارا کرده است. با وجود همه پیشرفتها، هنوز هم چالشهای اساسی در این زمینه وجود دارد. در این مقاله، ابتدا مدل دینامیکی کشتی هوایی استراتوسفر کامل تحریک دارای شش درجهآزادی
<i>کلید واژگان:</i> کشتی هوایی استراتوسفر کامل تحریک مختصات تعمیمیافته کنترل دینامیک معکوس تطبیقی	با استفاده از مختصات تعمیم یافته استخراج شدهاست، سپس مقادیر مطلوب جهتگیری و سرعتهای خطی و زاویهای کشتی هوایی با توجه به مسیر مطلوب و استفاده از شبهمعکوس معادلهی سینماتیکی موقعیت و جهتگیری بهدست آورده شده است. با فرض نامعینی در پارامترهای اینرسی ابتدا در روش کنترل دینامیک معکوس تطبیقی با استفاده از خاصیت پارامتریسازی خطی و قانون بهروز رسانی گرادیان پارامترها به میترین خط تخریب ندیم شناد در ادامه با دارم سالیا به میترم کرتیم ایر می می در توانسی کنتر است.
رت مقاور تل - یک کنترل تطبیقی و مقاوم بر اساس پسیوبودن نامعینی در پارامترهای اینرسی	بهصورت برخط تحمین رده می سوند. در ادامه با طراحی انخورییم خریب بر اساس پسیو بودن، قانون خسرل و معادلهی غیرحظی خریب استناج می شوند و روش های کنترل تطبیقی و مقاوم بر اساس پسیو بودن برای کنترل کشتی هوایی به کارگرفته می شود. پایداری سیستم حلقه بسته نیز به طور مختصر با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف شرح داده می شود. در نهایت، نتایج شبیه سازی برای ردیابی مسیر دلخواه متغیر با زمان ارایه می شدد. مقاسبه بین نتایج کنترل تطبیقی و مقاوم دنامیک معکوس و کنترل تطبیقی و مقاوم بر اساس سیم بودن ارائه می شود.

Adaptive and robust control of a stratospheric airship

Behnam Miripour Fard^{*}, Pegah Abdollahzadeh

Department of Robotics Engineering, Hamedan University of Technology, Hamedan, Iran. * P.O.B. 65155-579 Hamedan, Iran, bmf@hut.ac.ir

ARTICLE	INFORMATION	AI

Original Research Paper Received 12 November 2015 Accepted 09 January 2016 Available Online 08 February 2016

Keywords: Fully-actuated stratospheric airship generalized coordinate inverse dynamics control adaptive and robust control based on passivity unknown inertial parameters

BSTRACT

Stratospheric airships have introduced interesting solutions for many challenges in the aerospace industries. Buoyant and propulsion forces produced by airships make them capable of long-time flight and efficient operation. In spite of much progress, there are still many challenges in this exciting field of study. In this paper, first the dynamic model of fully-actuated stratospheric airship with 6-DOF is expressed by the generalized coordinates, then desired values of the airship attitude, linear and angular velocities are obtained according to desired path and using pseudo inversion of the kinematics and dynamics equations. In view of the unknown inertial parameters, first in adaptive inverse dynamic control, inertial parameters are estimated online using linearization parameters and gradient update law. Next, control law and nonlinear dynamic equation are deduced by designing passivity based control algorithm, and according to that, adaptive and robust control based on passivity is applied to control the airship. The stability of the closed loop control system is briefly proved using the Lyapunov stability theory. Finally, the simulation results for tracking of a desired path are shown and comparison between the results of all methods is presented.

تروپوسفر پایینترین لایه اتمسفر است که خود از لایههای کوچکتری تشکیل شده است. وجه تمایز این لایه با دیگر لایههای اتمسفر، تجمع تمامی بخار آب جو زمین در آن است؛ به همین دلیل بسیاری از پدیدههای جوی که با رطوبت ارتباط دارند و عاملي تعيين كننده در وضعيت هوا به شمار مي آيند (از قبیل ابر، باران، برف، مه و رعد و برق) تنها در این لایه رخ میدهند. منبع حرارتی لایه تروپوسفر انرژی تابشی سطح زمین است. از اینرو با افزایش ارتفاع با كاهش دما مواجه خواهيم بود. ضخامت تروپوسفر، از شرايط حرارتي متفاوتی که در عرضهای جغرافیایی مختلف حاکم است تبعیت میکند. این

1 - مقدمه

کشتی هوایی نوعی وسیله سبک است که نیروی بویانسی¹ باعث شناور ماندن آن در هوا می شود، بنابراین دارای حجم بزرگ است و به آهستگی حرکت میکند. همچنین یک کشتی هوایی دارای سطوح کنترلی و موتورهای تأمین کننده نیروی پیشران است.

با افزایش ارتفاع از سطح زمین یک طبقه بندی اتمسفری وجود دارد که بعضی پارامترها در این طبقه بندی اهمیت ویژهای دارند.

1- Buoyancy

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using: B. Miripour Fard, P. Abdollahzadeh, Adaptive and robust control of a stratospheric airship, Modares Mechanical Engineering, Vol. 16, No. 2, pp. 111-119, 2016 (in Persian)

ضخامت معمولا از 17 تا 18 كيلومتر در استوا به 10 تا 11 كيلومتر در مناطق معتدل و 7 تا 8 كيلومتر در قطبها تغيير مىكند.

لایه استراتوسفر بر روی لایه تروپوسفر قرار دارد و ضخامت متوسط آن حدود 23 کیلومتر است. در 3 کیلومتر اول استراتوسفر، دمای هوا ثابت است، اما در قسمتهای بالاتر دمای هوا با ارتفاع افزایش مییابد. در استراتوسفر به ندرت ابر تشکیل میشود. این لایه امن ترین لایه اتمسفر است و برای عملکرد کشتی هوایی بسیار مطلوب است. سرعت باد در این لایه از اتمسفر بسیار پایین است و به همین خاطر بسیاری از دانشمندان تلاش زیادی کردهاند کشتیهای هوایی برای کار در این لایه توسعه دهند. در این ارتفاع کردهاند کشتی های هوایی نسبت به سایر پرندههای هوایی و همچنین ماهوارهها جهت کاوش های علمی، کارهای نظارتی برخط¹، حمل بار و غیره برتری دارند.

کنترل کشتیهای هوایی در لایه استراتوسفر یکی از مسائل مهم در توسعه این وسایل می باشد. در کنترل کشتی هوایی روشهایی مانند کنترل تناسبی-انتگرال گیر-مشتق گیر² برای کنترل سرعت طولی و کنترل تناسبی-مشتق گیر³ برای کنترل ارتفاع و جهت گیری کشتی هوایی استفاده شدهاست [1]. تئوری کنترل خطی برای کنترل پایداری کشتیهای هوایی در [2] و کنترل پسرو نیز در [3] مورد بررسی قرار گرفتهاست. البته این روشها برای مدل خطیسازی شدهی کشتی و حول نقطهی تعادل قابل اجرا هستند. روش دینامیک معکوس⁴ برای کشتیهای خودمختار برپایهی مدل غیرخطی اعمال میشود [4]. در پیادهسازی این روش داشتن شتاب پیشخورد و معکوس پذیر بودن ماتریس اینرسی الزامی است. برای برطرف کردن این دو مانع، کنترل های کامل تحریک هستند به این معنی که پایداری سیستم حلقهبسته برای کشتیهای زیرتحریک تضمین نمیشود [6، 6].

از آنجا که در تحقیقات گذشته کنترل تطبیقی و مقاوم بر اساس پسیو بودن مورد توجه زیادی قرار نگرفته است، در این مقاله کنترل تطبیقی و مقاوم براساس پسیو بودن برای مدل دینامیکی کامل تحریک دارای شش درجه آزادی و با سطوح کنترلی سکانها⁵ و بالابرها⁶ و محرکهایی که در زیر بدنه ثابتاند، انجام شدهاست.

2- مدل کشتی هوایی استراتوسفر

مدل شبیه سازی شده در این مقاله در شکل 1 نشان داده شده است.



Fig. 1 Structure of stratospheric airship [7] **شکل 1** ساختار کشتی هوایی [7]

مدل کشتی هوایی نشان داده شده در شکل 1 دارای حجمی بیضی گون است و نیروی شناوری آن توسط هلیوم تامین می شود. سطوح کنترل دینامیکی نظیر بالابرها و سکانهای کشتی به سطوح دم آن متصل شدهاند. در اینجا فرض شدهاست که سکانهای بالا و پایین باهم و بالابرهای چپ و راست نیز باهم حرکت میکنند، که تأثیر این انحرافات به صورت $\triangleq \alpha_{0}$ باهم حرکت میکنند، که تأثیر این انحرافات به صورت هرها روهای کنترلی که توسط موتورها تامین می شوند با π نشان داده می شود. بنابراین ورودی کنترل به صورت $\mathbf{u}_{0} \mathbf{T}$

$u = [F_{T,L}c\mu_{l}, F_{T,R}c\mu_{R}, F_{T,L}s\mu_{l}, F_{T,R}s\mu_{R}, \delta_{\text{ELVL}}, \delta_{\text{ELVR}}]^{\text{T}}$ (1) $\sum_{k=1}^{N} e_{T,L} e_{k}e_{k} = \mu_{k} e_{k} e_{k}e_{k} e_{k}e_{k}$

چپ و راست نسبت به محور y در دستگاه متصل به بدنه است.

مطابق با شکل 1 چهارچوب اینرسی و مبدا آن g_0 دریک نقطهی ثابت روی زمین قرار گرفتهاست. محور $O_g x_g$ به طرف شمال و محور $O_g z_g$ به طرف هستهی زمین و محور $O_g y_g$ به طرف شرق است. چهارچوب متصل به بدنه با مبدا 0 در مرکز حجم کشتی مقید شدهاست. محور x_0 به طرف دماغهی کشتی، محور D_z عمود بر آن و به طرف پایین است و محور v_0 با توجه به قاعدهی دست راست به دست میآید. موقعیت و جهت گیری کشتی هوایی به ترتیب با $[x_g, y_g, z_g]^T$ و زوایای اویلر $[\Psi, \theta, \Psi]^T$ و د دستگاه اینرسی مشخص میشوند. سرعتهای خطی و زاویهای کشتی هوایی نیز با $v = [u, v, w]^T$ و $w = [v, q, r]^T$ و $v_{cg} = 0$ میشوند. برمنی موایی حول صفحهی عرضی متقارن است مختصات v مرکز جرم $0 = g_{cg}$ و حاصل به اینرسی متقارن است مختصات v مرکز جرم $v_{cg} = 0$ و حاصل به اینرسی

1-2- مدل دینامیکی کشتی هوایی

در مدلسازی کشتی هوایی معمولا برای راحتی چند فرض درنظر گرفته می شود. مشابه مرجع [8] فرضیات در نظر گرفته شده در مقاله حاضر عبارتند از:

فرض 1- بدنهی کشتی دارای ساختاری صلب است تا بتوان از تأثیرات آئروالاستیک چشمپوشی کرد.

فرض 2- مرکز حجم و مرکز بویانسی منطبق برهم هستند. فرض 3- به علت تأثیر کم زاویهی رول، حرکت افقی و در صفحهی xy در نظر گرفته میشود.

معادلهی سینماتیکی موقعیت از رابطهی (2) بهدست می آید.

$$= \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\theta c\psi s\varphi - s\psi c\varphi & s\theta c\psi c\varphi + s\psi s\varphi \\ c\theta s\psi & s\theta c\psi s\varphi + c\psi c\varphi & s\theta c\psi c\varphi - c\psi s\varphi \\ -s\theta & c\theta s\varphi & c\theta c\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

$$\triangleq R_b(\gamma)\nu \tag{2}$$

$$\dot{\gamma} = \begin{bmatrix} \mathbf{1} & t\theta \mathbf{s}\varphi & t\theta \mathbf{c}\varphi \\ \mathbf{0} & \mathbf{c}\varphi & -\mathbf{s}\varphi \\ \mathbf{0} & \mathbf{s}\varphi/\mathbf{c}\theta & \mathbf{c}\varphi/\mathbf{c}\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \triangleq R_{\gamma}(\gamma)\omega$$
(3)

$$\overline{\mathbf{A}}\begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\omega}}\\ \dot{\boldsymbol{\nu}} \end{bmatrix} = \overline{\mathbf{N}} + \overline{\mathbf{G}} + \overline{\mathbf{B}}\begin{bmatrix} \mathbf{u}_F\\ \mathbf{u}_\delta \end{bmatrix}$$
(4)

پارامترهای معادله (4) به صورت زیر تعریف می شود:

مهندسی مکانیک مدرس، اردیبهشت 1395، دوره 16، شماره 2

DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.2.11.6

ζ

¹⁻ Online

²⁻ PID 3- PD

⁴⁻ Inverse dynamics

⁵⁻ Rudders 6- Elevators

-**2**0Cz



 $xpsin\xi - ypcos\xi$

 $xpsin\xi + ypcos\xi$

 $\{x_{cgI}z_{cg}\}$ در عبارتهای بالا، m جرم، ∇ حجم بدنهی کشتی هوایی $\{x_{cgI}z_{cg}\}$ مختصات مرکز جرم کشتی **(CG)** در $\{k_1,k_2,k_3\}$ ضرایب اینرسی بیضی برای محتصات مرکز جرم کشتی **(CG)** در $\{k_1,k_2,k_3\}$ ضرایب اینرسی بیضی برای محاسبه محاسبه جرم افزوده و ماتریس اینرسی، ξ زاویه باز پروانه های چپ و راستاست. $\{x_p, -y_p, z_p\}$ موقعیت موتور سمت راست و $B_g \equiv mg$ که در f_{i} و شتاب جاذبه و B_g نیروی بویانسی است و به مرکز حجم کشتی هوایی اس وارد می شود. $g_{i} = pU^2 / 2$ می و در ارتفاع پرواز و $PU^2 + v^2 + w^2$ فشار دینامیکی است که در آن ρ چگالی اتمسفر حر ارتفاع پرواز و C_{i4} (i = L, M, N, Y, Z) بر ارتفاع این در مرجع $\{x_a, Y_a, Z_a\}$ مرایب آئرودینامیکی است که در مرجع [9] با حرئیات بیان شده است. $\{x_i, Y_i, Z_i\}$ متصل به بدنه هستند که در مرجع ورا وارد می شود. $g_{i} = 0$

0

2-2- مدل دینامیکی با استفاده از مختصات تعمیم یافته

با انتخاب مختصات تعمیمیافتهی (5) و با توجه به معادلات سینماتیکی (2) و (3) معادلهی (6) که بیانگر سرعتهای خطی و سرعتهای زاویهای کشتی است به دست میآید. در اینجا فرض شدهاست که γ همواره شرط $\pi > |\varphi|$ و $\pi/2 = |\theta|$ را برای معکوسپذیر بودن ($R_{\gamma}(\gamma)$ برآورده میسازد [4].

$$\mu = \left[\varphi_{i}\theta_{j}\psi_{i}x_{gj}y_{gj}z_{g}\right]^{\mathrm{T}}$$
(5)

$$S_{1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\varphi & -s\varphi s\theta \\ 0 & -s\varphi & c\varphi c\theta \end{bmatrix}$$

$$S_{2} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\theta c\psi s\varphi - s\psi c\varphi & s\theta c\psi s\varphi + c\psi c\varphi & c\theta s\varphi \\ s\theta c\psi c\varphi + s\psi s\varphi & s\theta c\psi c\varphi - c\psi s\varphi & c\theta c\varphi \end{bmatrix}$$

$$\dot{V} = \dot{S}\dot{\mu} + S\ddot{\mu} \tag{7}$$

$$\bar{I}V = \bar{A}\dot{S}\mu + \bar{A}S\mu \tag{8}$$

و ماتریس **Š** با استفاده از ماتریس پادمتقارن **(((((((())
$$u))) s d))))) (u) طبق رابطهی(9) بهدست میآید. $s(w(t)) = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ r & r & -p \end{bmatrix}$$$**

 $(B_a - m_g) \cos\theta \cos\varphi$

میمیافته به صورت (10) حاصل می

$$A(\mu)\ddot{\mu} + N(\mu,\mu)\ddot{\mu} + G(\mu) = B(\mu)u \qquad (10, A(\mu)\ddot{\mu} + N(\mu,\mu)\ddot{\mu} + G(\mu) = B(\mu)u \qquad (10, A(\mu) = \bar{A}S \cdot N(\mu,\mu) = \bar{A}S \cdot G(\mu) = -\bar{N} - \bar{G} \cdot B(\mu) = \bar{B}$$

$$A(\mu) = \bar{A}S \cdot N(\mu,\mu) = \bar{A}S \cdot G(\mu) = -\bar{N} - \bar{G} \cdot B(\mu) = \bar{B} + \bar{B} \cdot \bar{B} + \bar{B} - \bar{B} \cdot \bar{B} + \bar{B} \cdot \bar{B} + \bar{B} \cdot \bar{B} + \bar{B} - \bar{B} \cdot \bar{B} + \bar{B} \cdot \bar{B} + \bar{B} - \bar{B} \cdot \bar{B} + \bar{B} \cdot \bar{B} + \bar{B} - \bar{B} \cdot \bar{B} + \bar{B} - \bar{B} -$$

با درنظرگرفتن t **= B(µ)***u* معادلهی (10) بەفرم (11) بازنویسی میشود.

$$A(\mu)\ddot{\mu} + N(\mu,\dot{\mu})\dot{\mu} + G(\mu) = \tau$$
(11)

3- شبهمشتقات

معکوس مدل در کنترل سیستمهای با دینامیک غیرخطی مسئلهای مهم بهشمار میرود چون مشتقات سیگنالهای مدل سیستم از حالتهای فعلی و بعدی به دست میآیند، مشتق دقیق از معکوس مدل به حالتهای بعدی سیستم نیاز دارد که این انجامشدنی نیست، در نتیجه از تقریبی به اسم شبهمعکوس استفاده میشود.

در حالت کلی دو نوع شبه مشتق وجود دارد یکی از مرتبهی اول و دیگری از مرتبهی دوم، که در اینجا همانند [8] از شبهمشتقات مرتبهی دوم مطابق با معادلهی (12) استفاده شدهاست.

عنوان ضریب میرایی بهینه درنظر گرفته شده و w_a پهنای باند است که هرچه بزرگتر باشد تقریب بهتر است که در اینجا برابر با 0.5 درنظر

 $e = \mu_d - \mu$ $v = \dot{\mu}_r = \mu_d + \Lambda (\mu_d - \mu) = \dot{\mu}_d + \Lambda e$ $a = \dot{v} = \ddot{\mu}_r = \ddot{\mu}_d + \Lambda (\dot{\mu}_d - \dot{\mu}) = \ddot{\mu}_d + \Lambda \dot{e}$ $r = v - \dot{\mu} = \dot{\mu}_r - \dot{\mu}$ که K_a و Λ ماتریسهای قطری مثبت معین و ثابت هستند. برای پرهیز از محاسبات پیچیده ماتریسهای **G ،N ،A** و **B** از سمت چپ در S^{T} ضرب می شوند، و قانون کنترل به صورت (24- الف) و (24- ب) می شود. $\tau = A(\mu)\ddot{\mu}_r + N(\mu,\dot{\mu})\dot{\mu}_r + G(\mu)$ (24- الف) +S^{-T}K_d($\dot{\mu}_r - \dot{\mu}$) $u = \mathbf{B}^{-1}(\boldsymbol{\mu})[A(\boldsymbol{\mu})\boldsymbol{\mu}_r + N(\boldsymbol{\mu},\boldsymbol{\mu})\boldsymbol{\mu}_r + G(\boldsymbol{\mu})$ + $S^{-T}K_{d}(\dot{\mu}_{r} - \dot{\mu})$ (24- ب) با معادل قراردادن معادلات (16) و (24) معادله ی (25) که هنوز یک سیستم غیرخطی کوپل شده است، نتیجه میشود. $A(\mu)\dot{r} + N(\mu,\dot{\mu})r + G(\mu) + S^{-T}K_dr = 0$ (25)

1-6- طراحی قانون کنترل تطبیقی بر اساس پسیو بودن در این قسمت نیز با فرض نامعینی در پارامترهای اینرسی قانون کنترل بهصورت (26-الف) و (26-ب) بهدست میآید.

$$\tau = \widehat{\mathbf{A}}(\mu)\ddot{\mu}_r + \widehat{\mathbf{N}}(\mu,\dot{\mu})\dot{\mu}_r + \widehat{\mathbf{G}}(\mu) + S^{-T}K_d (\dot{\mu}_r - \dot{\mu})$$
(16)

(27) $\widetilde{M} \neq \Lambda$ و $\widetilde{G} \neq \widetilde{G}$. بدین ترتیب معادلهی دینامیکی (27) $\widetilde{A} \neq \Lambda$ $\widehat{a} \neq \eta$ با استفاده از فضای پارامتری پنچ بعدی برای تخمین پارامتر $\widehat{\eta}$ و استفاده از قانون بهروزرسانی گرادیان رابطهی (28). تعریف می شود. $\hat{\eta} = \Gamma^{-1} \mathbf{Y}^{\mathrm{T}} \mathbf{S} r$ (28) که در آن Γ ماتریس مثبت معین است.

6-2- طراحي قانون كنترل مقاوم بر اساس پسيو بودن

این قسمت همانند بخش 6-1 است که با فرض نامعینی در پارامترهای اینرسی قانون کنترل همانند (26- الف) و (26- ب) درنظرگرفته میشود و با توجه به خاصیت پارامتریسازی خطی معادلهی (27) بهدست می آید، با این تفاوت که جملهی $\hat{\eta}$ بهصورت (29) تعریف میشود. $\tilde{\eta} = \eta_0 + \delta\eta$ (29)

$$\eta = \eta_0 + o\eta$$

که η_0 بردار پارامتر اسمی ثابت و $\delta\eta$ جملهی کنترلی اضافی است. بادرنظر گرفتن $\eta = \eta_0 - \eta$ که برداری ثابت و بیانگر نامعینی پارامتری در سیستم است، معادلهی (27) بهصورت (30) میشود.

$$\begin{aligned} A(\mu)\dot{r} + N(\mu, \dot{\mu})r + G(\mu) + S^{-T}K_dr \\ &= Y(\mu, \dot{\mu}, \dot{\mu}_r, \ddot{\mu}_r)(\tilde{\eta} + \delta\eta) \\ \zeta_c &= [500\sin(0.01t), 500\cos(0.01t), 0.1t \\ &+ 200001^T \end{aligned}$$
(30)

با درنظرگرفتن کران ثابت $\mathbf{0} \ge \rho_i$ بهطور جداگانه برای هر پارامتر اینرسی بهصورت (31) قانون کنترل (22) بهدست می آید [10].

گرفتهشدهاست.

4- محاسبهی مقادیر مطلوب

 θ_c میشود. $\dot{\zeta}_c = [\dot{x}_c, \dot{y}_c, \dot{z}_c]$ میشود. $\dot{\zeta}_c$ میشود. $\dot{\zeta}_c = \dot{\zeta}_c$ میشود. $\dot{\zeta}_c$ میشود. $\dot{\zeta}_c$ میشود. میتگاه اینرسی است، که طبق (12) معادلهی (13) تعریف میشود. همچنین ψ_c زاویهی بین تصویر $\dot{\zeta}_c$ در صفحهی معادلهی (14) تعریف میشود. همچنین ψ_c است، بنابراین از رابطهی (14) بهدست میآید.

$$\theta_c = \arctan(-\dot{z}_{c}\sqrt{\dot{x}_c + \dot{y}_c})$$
(13)

$$\nu_c = \arctan(\dot{y}_{c1}\dot{x}_c) \tag{14}$$

سرعتهای خطی کشتی از معادلهی سینماتیکی موقعیت (2) مطابق با رابطه (15) به دست میآیند.

$$v_c = R_b^{-1} (\gamma_c) \dot{\zeta}_c \tag{15}$$

که در آن
$$_{2}$$
 از $_{2}$ و شبه مشتقات معادلهی (12) نتیجه میشود.
و سرعتهای زاویهای از معادلهی سینماتیکی جهتگیری (3) طبق

رابطهی (16) به دست میآیند.

$$\omega_c = R_{\gamma}^{-1} (\gamma_c) \dot{\gamma}_c$$
(16)

که در آن $\dot{\gamma}_c$ از γ_c و شبه مشتقات معادلهی (12) نتیجه می شود.

5- كنترل ديناميك معكوس تطبيقي

 $\eta = \left[\mathbf{I}_{x,i}\mathbf{I}_{y,i}\mathbf{I}_{z,i}\mathbf{I}_{xz,i}mz_{cg}\right]^{T}$ $= \left[\mathbf{I}_{x,i}\mathbf{I}_{y,i}\mathbf{I}_{z,i}\mathbf{I}_{xz,i}mz_{cg}\right]^{T}$ $= \eta \left[\mathbf{I}_{x,i}\mathbf{I}_{y,i}\mathbf{I}_{z,i}\mathbf{I}_{xy,i}mz_{cg}\right]^{T}$ $= \eta \left[\mathbf{I}_{x,i}\mathbf{I}_{y,i}\mathbf{I}_{z,i}\mathbf{I}_{xy,i}mz_{cg}\right]^{T}$ $= \eta \left[\mathbf{I}_{x,i}\mathbf{I}_{y,i}\mathbf{I}_{z,i}\mathbf{I}_{xy,i}mz_{cg}\right]^{T}$ $= \eta \left[\mathbf{I}_{x,i}\mathbf{I}_{y,i}\mathbf{I}_{z,i}\mathbf{I}_{xy,i}\mathbf{I}_{z,j}\mathbf{I}_{z,j}\mathbf{I}_{xy,i}\mathbf{I}_{z,j}\mathbf$

$$\boldsymbol{\mu} = \mathbf{B}^{-1}(\boldsymbol{\mu}) [\widehat{\mathbf{A}}(\boldsymbol{\mu}) \boldsymbol{a}_{x} + \widehat{\mathbf{N}}(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\mu}) \boldsymbol{\mu} + \widehat{\mathbf{G}}(\boldsymbol{\mu})]$$
(17)

که $\hat{\mathbf{N}}$ و $\hat{\mathbf{A}}$ برحسب $\hat{\mathbf{\eta}}$ تخمینی از ماتریسهای \mathbf{G} ، \mathbf{N} و $\hat{\mathbf{A}}$ هستند. با جایگذاری (17) در معادلهی (16)، و قرار دادن (18) در آن و با استفاده از خاصیت پارامتری سازی خطی معادلهی (19) حاصل میشود.

$$a_{x} = \ddot{\mu}^{d} - K_{0}(\mu - \mu^{d}) - K_{1}(\dot{\mu} - \dot{\mu}^{d})$$
(18)
$$\ddot{z} + \kappa \ddot{z} + \kappa z = 0 \quad (1-1) \quad (1-1)$$

$$\dot{e} = \mathbf{A}e + \mathbf{B}\Phi\tilde{\eta}$$

 $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{6} & \mathbf{I}_{6} \\ -\mathbf{K}_{0} & -\mathbf{K}_{1} \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{6} \\ \mathbf{I}_{6} \end{bmatrix}, \boldsymbol{\Phi} = \widehat{\mathbf{A}}(\boldsymbol{\mu})^{-1}Y(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\mu})$ $e \quad \mathbf{0}_{1} = K_{0} \quad \mathbf{0}_{1}$ $e \quad \mathbf{0}_{1} = K_{0} \quad \mathbf{0}_{1}$ $e \quad \mathbf{0}_{1} = K_{0} \quad \mathbf{0}_{1}$ $e \quad \mathbf{0}_{2}$ $e \quad \mathbf{0}_{2}$ $\mathbf{0}_{2} = K_{0}$ $\mathbf{0}_{3} = K_{0}$ $\mathbf{0}_{4} = K_{0}$ $\mathbf{0}_{5} =$

$$\mathbf{A}^{\mathrm{T}}\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A} = -\mathbf{Q} \tag{21}$$
$$\dot{\eta} = -\Gamma^{-1}\phi^{\mathrm{T}}\mathbf{B}^{\mathrm{T}}\mathbf{P}\mathbf{e} \tag{22}$$

6- الگوريتم كنترل حركت بر اساس پسيو بودن

DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.2.11.6

(20)

که در آن

ε =

بهصورت زير انتخاب مي شود. $K_n = diag\{2, 3, 2, 1, 1, 1\}, K_1 = diag\{1, 1, 1, 10, 10, 10\}$

بهرههای روش تطبیقی و مقاوم براساس پسیو بودن نیز (به روش سعی و خطا) بهصورت زیر است.

 $K_0 = diag\{10^8, 10^9, 10^8, 10^4, 10^5, 10^6\}$

مقادیر پارامترها و ضرایب کشتی هوایی در جدول 1 آورده شده است. با توجه به مطالب گفتهشده در بخش 4 مقادیر مطلوب پیچ و یاو طبق روابط زير محاسبه مي شوند.

$\theta_c = \arctan(0.1,5) = 0.02$ $\psi_c = \arctan(-5 \times \sin(0.01 \times t)), 5 \times \cos(0.01 \times t))$ $\varphi_c = \mathbf{0}$

نتایج حاصل از شبیه سازی برای جهت گیری کشتی هوایی در شکل های (2) تا (4) نشان دادهشدهاست. لازم به توضيح است که در شکلهای اين بخش عبارت های PBA ، AID و PBR به ترتیب نمایانگر روش کنترل معکوس تطبیقی، کنترل تطبیقی بر مبنای پسیو بودن و کنترل مقاوم بر مبناي مقاوم بودن ميباشند.

نتایج حاصل از شبیه سازی برای خطای سرعت های خطی و زاویه ای، ردیابی مسیر و گشتاور موتورها به ترتیب در شکل های (5) تا (11) نشانداده شدهاست.

جدول 1 پارامترها و ضرایب کشتی هوایی استراتوسفر

Table 1 Parameters and coefficients	of the stratospheric airship
مقادير پارامترها	پارامترها [5]
5.6 × 10 ⁴ (kg)	m
7.4 × 10 ⁵ (m ³)	∇
0.089 (kgm ⁻³)	ρ
$\pi/6$ (rad)	ξ
{0,15} (m)	$\{x_{cg}, z_{cg}\}$
5 × 10 ⁷ (kgm ²)	I _x
2.9 × 10⁸ (kgm ²)	l _y
2.9 × 10⁸ (kgm ²)	l _z
-6 × 10 ⁴ (kgm ²)	L _{XZ}
0.105	k_1
0.825 0.52	$k_2 k_3$
-657	C_{Y4}
-037 -7.7 × 10 ⁴	C _{Z4} C _{M4}
$-C_{M4}$	<i>C</i> _{N4}
0.1	desired
	ϕ – real – AID
0.05	φ – real – PBA
	$\varphi - real - PBR$
т М.	
-0.05	
1	



شکل 2 زاویهی رول

$$\tilde{\eta}_i | \le \rho_i \qquad , \qquad i = 1, \dots, 5$$

$$(31)$$

$$(-\rho_i \xi_i / |\xi_i| \quad if |\xi_i| > \varepsilon_i$$

$$\delta\eta = \begin{cases} -\rho_i \xi_i / \varepsilon_i & \text{if } |\xi_i| \le \varepsilon_i \\ \varphi_i & \xi_i = \xi_i \end{cases}$$
(32)
$$\Sigma = \{\xi_i \in \mathcal{X} : \{\xi_i \in \mathcal{X} : \xi_i \in \mathcal{X} \} \text{ and } \xi_i = \xi_i \end{cases}$$

7- تحليل پايدارى

1-7- اثبات پایداری کنترل دینامیک معکوس تطبیقی

در دینامیک معکوس تطبیقی با انتخاب تابع لیاپانوف به فرم (33)

$$L(t) = e^{T} \mathbf{Q} e + \tilde{\theta}^{T} \Gamma \tilde{\theta}$$
(33)
مشتق آن، $\dot{L}(t)$ با توجه به (22) بهصورت (34) مجاسبه مر شود.

$$\dot{L}(t) = e^{\mathrm{T}} \mathbf{Q} e + 2\tilde{\theta}^{\mathrm{T}} \left\{ \Phi^{\mathrm{T}} \mathbf{B}^{\mathrm{T}} \mathbf{P} e + \Gamma \hat{\theta} \right\} = -e^{\mathrm{T}} \mathbf{Q} e$$
(34)

از (34) نتیجه می شود که خطای ردیابی به صورت مجانبی به صفر همگرا است و خطای تخمین پارامترها کراندار باقی میمانند.

7-2- اثبات پایداری کنترل تطبیقی براساس پسیو بودن

در تحليل پايدارى اين روش تابع كانديد لياپانوف بهصورت (35) انتخاب مىشود.

$$L(t) = \frac{1}{2} \left[r^{\mathrm{T}} S^{\mathrm{T}} \overline{\mathbf{A}} S r + \tilde{\eta}^{\mathrm{T}} \Gamma \tilde{\eta} \right]$$
(35)

مشتق تابع كانديد در طول مسير سيستم حلقهبسته مطابق با (36) مىشود.

$$\begin{split} \dot{L}(t) &= r^{\mathrm{T}} \mathbf{S}^{\mathrm{T}} \overline{\mathbf{A}} \hat{\mathbf{S}}^{r} + r^{\mathrm{T}} \mathbf{S}^{\mathrm{T}} \overline{\mathbf{A}} \hat{\mathbf{S}}^{r} + \tilde{\eta}^{\mathrm{T}} \Gamma \ddot{\tilde{\eta}} \\ &= r^{\mathrm{T}} \mathbf{S}^{\mathrm{T}} (\overline{\mathbf{A}} \hat{\mathbf{S}}^{r} + \overline{\mathbf{A}} \mathbf{S} \dot{r}) \\ &= r^{\mathrm{T}} \mathbf{S}^{\mathrm{T}} (\mathbf{N}r + \mathbf{A} \dot{r}) + \tilde{\eta}^{\mathrm{T}} \Gamma \dot{\tilde{\eta}} \\ &= r^{\mathrm{T}} \mathbf{S}^{\mathrm{T}} (\mathbf{N}r - \mathbf{N}r - \mathbf{S}^{-\mathrm{T}} K_{d} r + Y \tilde{\eta}) + \tilde{\eta}^{\mathrm{T}} \Gamma \dot{\tilde{\eta}} \\ &= -r^{\mathrm{T}} K_{d} r \leq \mathbf{0} \end{split}$$
(36)

با توجه به (36) می توان نتیجه گرفت که L(t) به طور پیوسته محدود است و ردیابی مسیر به طور مجانبی تضمین می شود.

3-7- اثبات پايدارى كنترل مقاوم براساس پسيو بودن

با انتخاب تابع كانديد ليايانوف (37) و با انجام محاسباتي ساده L(t) بهصورت (38) بەدست مىآيد.

$$L(t) = \frac{1}{2} \left[r^{\mathrm{T}} \mathbf{S}^{\mathrm{T}} \overline{\mathbf{A}} \mathbf{S}^{\mathrm{T}} + \tilde{\mu}^{\mathrm{T}} \Lambda \mathbf{S}^{-\mathrm{T}} K_{d} \tilde{\mu} \right]$$
(37)

$$\dot{L}(t) = -e^{\mathrm{T}}\mathbf{Q}e + r^{\mathrm{T}}\mathbf{Y}(\tilde{n} + \delta n)$$
(38)

با توجه به [11] مى توان نشان داد تابع لياپانوف رابطهى • • (11] را براي (39) برآورده ميكند. . 10

$$\|e\| > \left(\frac{1}{\lambda_{\min}(\mathbf{Q})} \sum_{i=1}^{p} \frac{\rho_i \varepsilon_i}{2}\right)^{1/2}$$
(39)

$$\sum_{\lambda_{\min}(\mathbf{Q})} \lambda_{\min}(\mathbf{Q}) = \lambda_{\min}(\mathbf{Q})$$

8- نتايج

مسیر مطلوب جهت شبیه سازی ردیابی یک مسیر مارپیچ صعودی به صورت زیر انتخاب شدهاست:

چون جهت مثبت z در دستگاه متصل به زمین به سمت پایین تعریف شده است و در جهت معکوس ارتفاع است، h = -z به جای z مورد استفاده قرار گرفته است. بنابراین $z_c = -h_c$ می شود.

شرایط سیستم در زیر آورده شدهاست.

 $\mu_0 = [0.1, 0, 0, 0, 550, 20000]^T, V_0 = [0, 0, 0, 4, 0, 0]^T$ $\eta_0 = [3 \times 10^7, 2.5 \times 10^8, 2.5 \times 10^8, -2 \times 10^4, 2.8 \times 10^5]$

115



Fig. 7 Error of linear velocity along z





x شکل 8 خطای سرعت زاویهای حول محور x



شکل 9 خطای سرعت زاویهای حول محور y



شکل **10** خطای سرعت زاویهای حول محور z





 θ (rad)



Fig. 5 Error of linear velocity along *x*

x شکل 5 خطای سرعت خطی در راستای محور x



Fig. 6 Error of linear velocity along y

y فطای سرعت خطی در راستای محور $\mathbf{6}$



Fig. 14 Variations of inertia parameter I_z

شكل 14 تغييرات پارامتر اينرسي _z



Fig. 15 Variations of inertia parameter I_{xz}

شكل 15 تغييرات پارامتر اينرسى xz



Fig. 16 Variations of inertia parameter mz_{cg} شكل 16 تغييرات پارامتر اينرسي mz_{cg}



Fig. 17 Variations of inertia parameter $\bm{I}_x, \bm{I}_y, \bm{I}_z$ شکل 17 تغییرات پارامتر اینرسی \bm{I}_x ، \bm{I}_y ، \bm{I}_z



Fig. 11 Trajectory tracking of Stratospheric airship شکل 11 ردیابی مسیر کشتی هوایی استراتوسفر

نتایج حاصل از شبیهسازی برای تخمین پارامترهای اینرسی در روش تطبیقی براساس پسیو بودن در شکلهای (12) تا (16)، روش دینامیک معکوس تطبیقی در شکلهای (17) تا (19) و روش مقاوم براساس پسیو بودن نیز در شکلهای (20) تا (24) نشاندادهشدهاست.

چون تغییرات پارامترها در دو روش اول ناچیز است بنابراین در این نمودارها تغییرات این پارامترها نسبت به مقدار اولیهی خود ترسیم شدهاست. همچنین محور زمان نیز برای بهتر مشخصشدن تغییرات حالت گذرا برحسب لگاریتم کشیدهشدهاست.

9- جمع بندی و نتیجه گیری

در هر سه روش کنترلی با درنظرگرفتن نامعینی در پارامترهای اینرسی و تخمین برخط آنها مشاهده میشود که سیستم حلقهبسته بهطور مجانبی





شكل 13 تغييرات پارامتر اينرسي ,

117







شكل 23 تغييرات پارامتر اينرسى _{xz}



شكل 24 تغييرات پارامتر اينرسي mz_{cg}

پایدار است، یعنی همگرایی مجانبی ردیابی مسیر بعد از حالت گذرا برای مسیر مارپیچ تضمین میشود. در مقایسه سه روش کنترلی، کنترل تطبیقی و مقاوم بر اساس پسیو بودن نتایج تقریبا یکسانی را بهدست میدهند و بهترتیب در مقایسه با دینامیک معکوس تطبیقی دارای زمان نشست کمتری هستند و سریع تر به پایداری میرسند، اما فراجهش بیشتری دارند. با توجه به نتایج حاصل از تخمین پارامترهای اینرسی نیز مشخص است که همهی آنها در هر سه روش پایدار هستند. در کنترل تطبیقی بر اساس پسیو بودن پارامترها از مقدار اولیهی خود تغییرات اندکی پیدا میکنند، اما به مقدار درست همگرا نمیشوند. در روش دینامیک معکوس تطبیقی نیز فقط دو تا از پارامترها تغییر می کنند و بقیه بدون تغییر باقی میمانند. همانطور که در مرحلهی همگرایی تقریبا بهصورت خط مستقیم میشود اما پارامترها به مقدار









شكل 19 تغييرات پارامتر اينرسى mz_{cg}





درست خود میل نمی کنند. در روش مقاوم با اینکه پارامترها در حالت گذرا به مقدار درست میل می کنند اما در نهایت دوباره به مقدار اولیهی خود بازمی گردند.

باید به این نکته توجه کرد که روشهای به کارگرفته شده برای کشتی هوایی کامل تحریک قابل اجرا است و برای کشتیهای زیر تحریک نیاز به مطالعهی بیشتری دارد.

10- فهرست علائم

B_g	نیروی بویانسی (N)
$F_{T,L}$	نیروی موتور سمت چپ (N)
$F_{T,R}$	نیروی موتور سمت راست (N)
g	(ms ⁻²) شتاب جاذبه
$\{k_1, k_2, k_3\}$	ضرایب اینرسی
$\{L_a, M_a, N_a\}$	گشتاورهای آئرودینامیکی
m	جرم کشتی هوایی (kg)
Q	فشار دینامیکی (kgm ⁻¹ s ⁻²)
$u_{F} u_{\delta}$	ورودىھاى كنترل
v	سرعتهای خطی کشتی هوایی (m/s)
$\{X_a, Y_a, Z_a\}$	نیروهای آئرودینامیکی
$\{x_{ca}, z_{ca}\}$	مختصات مرکز جرم (m)
$\{x_n, y_n, z_n\}$	موقعیت موتور ها (m)
<i>∇</i>	حجم بدنهی کشتی هوایی (m ³)
علائم يونانى	
γ	جہت گیری کشتی ہوائی (rad)
	انحراف بالادها، انحراف سكانها (rad)
-ELVI-KUD	موقعیت کشتی ہوایی (m)
, n	یا امتد های این سے
ין ע	مختصات تعميميافته
μ 11.	ناویهی دورانی بروانهی جب (rad)
μ_	ربویدی دورانی پروانهی راست. (rad)
μ _R ζ	راویدی تورادی پروادی راست (مالد)
۲ ۲	ز اویدی بر موتورهای چپ و راست (۱۸۸۰)
Sdiff	صریب میرایی بهینه اعلامات بند را تنام را، (۲۰۰۳)
ρ	چکالی انمسفر در ارتفاع پروار (۲۳۳۳)
$ ho_i$	دران تابت پارامیرهای اینرسی تاب با برا که میراد (had/a)
ω	سرعتهای زاویه ای کشتی هوایی (rau/s)

اtrs) پهنای باند (۱/s) زيرنویس ها مطلوب مرکز جرم طلوب ط

11- پيوست

$$\begin{split} & (6) \\ & \text{int}_{Z_{\alpha}} = -\mathbb{Q}[C_{X_{1}}\cos^{2}\alpha\cos^{2}\beta + C_{X_{2}}\sin(2\alpha)\sin(\alpha/2)] \\ & Y_{a} = -\mathbb{Q}[C_{Y_{1}}\cos(\beta/2)\sin(2\beta) + C_{Y_{2}}\sin(2\beta) \\ & + C_{Y_{3}}\sin(\beta)\sin(|\beta|)] \\ & Z_{a} = -\mathbb{Q}[C_{Z_{1}}\cos(\alpha/2)\sin(2\alpha) + C_{Z_{2}}\sin(2\alpha) \\ & + C_{Z_{3}}\sin(\alpha)\sin(|\alpha|)] \\ & L_{a} = +QC_{l_{1}}\sin\beta\sin|\beta| \\ & M_{a} = -Q[C_{M_{1}}\cos(\alpha/2)\sin(2\alpha) + C_{M_{2}}\sin(2\alpha) \\ & + C_{M_{3}}\sin(\alpha)\sin(|\alpha|)] \\ & N_{a} = +Q[C_{N_{1}}\cos(\beta/2)\sin(2\beta) + C_{N_{2}}\sin(2\beta)] \\ & + C_{N_{3}}\sin(\beta)\sin(|\beta|) \\ & \alpha = \arctan2(\omega, u) \\ & \beta = \arctan2(\nu\cos\alpha, u) \end{split}$$

12- مراجع

- J. R. Azinheria, A. Moutinho, Paiva, A backstepping controller for pathtracking of an underactuated autonomous airship, *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, Vol. 19, No. 4, pp. 418-441, 2010.
 G. H. Khoury, J.D. Gillett, *Airship technology*, First edition, pp.126-178,
- G. H. Khoury, J.D. Gillett, *Airship technology*, First edition, pp.126-178, London: Cambridge University Press, 1999.
 E. Hygounenc, P. Soueres, Automatic airship control involving backstepping
- techniques, Proceedings of the IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics, Tunis, Tunisia, Oct 6-9, 2002.
- [4] A. Moutinho, J.R. Azinheria, Stability and robustness analysis of the aurora airship control system using dynamic inversion, *IEEE International Conference on Robotics and Automation(ICRA)*, Barcelona, Spain, April 18-22, 2005.
- [5] W. Yongmei, Z. Ming, Z. Zongyu, Z. Zewei, Adaptive Trajectory Tracking of Stratospheric Airship Based on Input-output Stability Theory, *Computational Intelligence and Design(ISCID)*, Hangzhou, China, Oct 28-30, 2011.
- [6] M. W. Spong, S. Hutchinson, M. Vidyasagar, *Robot Modeling and Control*, First Edition, pp. 266-269, New York: Wiley, 2006.
- [7] Z. Zheng, L. Sun, Nonlinear adaptive trajectory tracking control for a stratospheric airship with parametric uncertainty, *Nonlinear Dynamics*, Vol. 82, No. 3, pp. 1416-1430, 2015.
- [8] Z. Zheng, W. Hou, Z. Wu, Trajectory tracking Control for underactuated stratospheric airship, *Space research*, Vol. 50, No. 7, pp. 906-917, 2012.
- [9] J. B. Mueller, M. A. Paluszek, Y. Y. Zhao, B. Kamkari, Development of an aerodynamic model and control law design for a high altitude airship, AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Illinois, USA, September 23, 2004.
- [10] M. W. Spong, On the robust control of robot manipulators, *IEEE Transaction on Automatic Control*, Vol. 37, No. 11, pp. 1782-1786, 1992.
- [11] B. Zhu, W. Huo, Trajectory linearization control for a quadrotor helicopter, Control and Automation (ICCA), Xiamen, China, Oct 28-30, 2011.