دانشگاه صنعتی سهند

نشریه سامانه‌های غیرخطی در مهندسی برق

دوره ۴- شماره های ۱ و ۲

تابستان و زمستان ۱۳۹۶

صفحه ۷۸ الی ۹۶

ISSN: 2322-3146

http://jnsee.sut.ac.ir

طراحی مسیر و کنترل مسیر پرواز در سامانه‌های هوابرد جهت استحصال بهینه انرژی بادی

محمدمهدی فرکیان[۱]، فرهاد بیات[۲]

[۱]دانشجوی کارشناسی‌ارشد مهندسی برق-کنترل، دانشکده مهندسی، دانشگاه زنجان، زنجان، ایران.
efarkian@gmail.com

[۲]**نویسنده مسئول**، دانشیار مهندسی برق-کنترل، دانشکده مهندسی، دانشگاه زنجان، زنجان، ایران.
bayat.farhad@znu.ac.ir

(تاریخ دریافت مقاله: ۱۳۹۶/۶/۲۵ تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۶/۹/۱۴)

چکیده

در این مقاله، تولید انرژی الکتریکی با استفاده از سامانه‌های هوابرد (کایت) مورد بررسی قرار گرفته است. در ابتدا مدلی مناسب برای توصیف رفتار سامانه‌های هوابرد استخراج شده و با بهره‌گیری از آن، الگوریتمی جهت تولید مسیر حرکت مناسب در سامانه هوابرد در فاز کشش ارائه شده است. سپس، به‌منظور دستیابی به عملکرد مناسب، ردیابی مسیر مطلوب و درنتیجه تولید بهینه انرژی بادی، یک کنترل‌کننده مقاوم مبتنی بر روش مد لغزشی پایانه‌ای در حضور تغییرات پارامترهای جو و وجود نامعینی در مدل سیستم طراحی شده است. در روش پیشنهادی، استراتژی کنترل حرکت سامانه هوابرد بر تنظیم زاویه بردار سرعت آن استوار است. برای تولید مسیر مطلوب پرواز کایت در فاز کشش از شش نقطه هدف استفاده شده است که با این روش، دقت و انعطاف‌پذیری تولید مسیر افزایش می‌یابد. همچنین، تأثیر تنظیم شکل مسیر پرواز سامانه هوابرد در فاز کشش بر عملکرد سیستم و استخراج حداکثر نیروی کشش باد بررسی شده است.

واژه های کلیدی

توربین بادی،
سامانه هوابرد،
انرژی تجدیدپذیر،
انرژی بادی،
کنترل مد لغزشی پایانه‌ای.

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]

[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

Sahand University of Technology

Journal of Nonlinear Systems in Electrical Engineering
Vol.4, No.1 and 2,
Summer and Winter 1396
ISSN: 2322 – 3146
http://jnsee.sut.ac.ir

Path Designing and Trajectory Tracking Control of Airborne Systems for Optimal Wind Energy Extraction

Mohammad-Mehdi Farkian[1], Farhad Bayat[2]

[1] M.Sc. student, Department of Engineering, University of Zanjan, Zanjan, Iran, efarkian@gmail.com

[2] **Corresponding Author,** Associate Prof., Electrical Engineering Department, Faculty of Engineering, University of Zanjan, Zanjan, Iran, bayat.farhad@znu.ac.ir

ABSTRACT

In this paper, electric power production using airborne systems (kites) has been investigated. In the first step, an appropriate model is extracted to describe the behavior of airborne systems. Based on this model, a new path planning algorithm is proposed for the airborne system in the traction phase. Then, in order to achieve the proper operation, tracking the desired path and thus extracting optimal wind energy, a robust controller based on the sliding mode approach is designed in the presence of variations in atmospheric parameters and uncertainties in the system model. In the proposed method, the control strategy is obtained based on the speed vector angle of the airborne. In the proposed approach, six target points are used for the path designing of the kite motion in the traction phase, which increases the precision and flexibility of the designed path. Furthermore, the effect of adjusting the shape of the flight path of the airborne system during the traction phase on the system performance and extraction of the maximum wind force is also investigated.

Keywords

Wind Turbine,
Airborne system
Renewable energy,
Wind energy,
Sliding mode control.

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]

[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

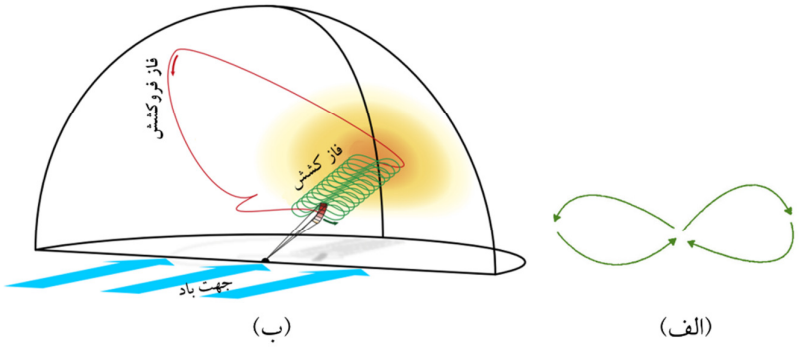
۱- مقدمه

انرژی باد به‌عنوان یک منبع انرژی تجدید پذیر، پتانسیل آن را دارد که جایگزینی مناسب برای سوخت‌های فسیلی باشد. در مرجع [۱] بر مبنای داده‌های عملی، تخمین زده شده است که کل نیاز دنیا به انرژی، با توربین‌های بادی نصب‌شده در زمینی به وسعت ۲٪ سطح کره خاکی، مرتفع خواهد شد. فناوری معمول در استخراج انرژی باد مبتنی بر دکل‌ها و توربین‌های بادی پره‌ای است و تحقیقات گسترده‌ای در خصوص بهینه سازی و کنترل بهینه توان در این توربین‌ها انجام شده است [۴] و [۵]. متأسفانه این توربین‌ها دارای محدودیت‌های زیادی بوده و پره‌های عظیم آنها به دکل‌هایی مرتفع و بزرگ با شالوده‌ای سنگین نیازمند است که ساخت، انتقال، نصب و نگهداری آنها هزینه‌های بالایی را در پی دارد. فناوری انرژی بادی هوابرد (AWE[1]) یک زمینه تحقیقاتی جدید است و بر تولید انرژی الکتریکی یا نیروی محرکه با استفاده از اجسام پرنده تمرکز دارد، این جسم پرنده می‌تواند یک سامانه هوابرد (کایت) باشد. کایت با پرواز در مقابل وزش باد، نیروی باد را استخراج و به شکل نیروی کشش به افسارهایی که از یک‌طرف به کایت و از طرف دیگر به ایستگاه زمینی ساکن (مجموعه‌ای متشکل از ژنراتور، موتور و سیستم کنترلی) یا یک وسیله نقلیه متصل است، منتقل می‌کند که نهایتاً برای تولید انرژی الکتریکی یا کشش یک وسیله نقلیه مانند کشتی مورداستفاده واقع می‌شود [۲]. در حقیقت کایت و طناب آن جایگزین توربین‌های پره‌ای و دکل آن می‌باشد. درنتیجه این سامانه‌ها نسبت به توربین‌های بادی مرسوم وزن کم‌تری دارند و از تجهیزات کمتر استفاده می‌کنند که آن‌ها را ارزان‌تر می‌کند. مزیت دیگر آن‌ها این است که می‌تواند به انرژی باد در ارتفاع بالاتری دسترسی پیدا کند. فایده دسترسی به باد در ارتفاعات بالا این است که باد در ارتفاع بالا پایدارتر و نیرومندتر از ارتفاعات پایین‌تر است.

اساس کار سامانه‌های هوابرد شامل دو فاز است: فاز کشش و فاز فروکشش. با فرض اینکه کایت در مقابل وزش باد پرواز می‌کند و با فرض صاف (بدون موج) بودن طناب در حین عملکرد سیستم، محدوده پرواز کایت، سطح کره‌ای به شعاع طول طناب می‌باشد. به این سطح کره، اصطلاحاً پنجره بادی می‌گویند. کایت با پرواز در میانه‌های پنجره باد، مقدار بیشینه نیروی باد و در گوشه‌های آن کمینه نیروی کشش را از باد دریافت می‌کند [۳]. در فاز کشش، کایت با پرواز در میانه پنجره باد به نیروی آیرودینامیک باد در ارتفاعات مختلف دست می‌یابد. این نیروی آیرودینامیک به‌صورت نیروی کشش در طناب ظاهر می‌شود. در واحد زمینی، طناب به دور قرقره‌ای متصل به مولد پیچیده شده و کشیده شدن طناب سبب چرخش قرقره و در پی آن مولد می‌شود. سپس، مولد این انرژی جنبشی را به انرژی الکتریکی تبدیل می‌کند. در فاز کشش، کایت باید در میانه پنجره بادی و در مسیری به‌صورت عدد هشت خوابیده (شکل ۱-الف) پرواز کند چراکه دراین مسیر هم بیشینه نیروی کشش از باد دریافت می‌شود و هم از پیچیده شدن طناب به دور خود جلوگیری می‌شود. پس‌ازآنکه در فاز کشش، طناب با پرواز کایت در میانه پنجره بادی و کشیده شدن آن به بیشینه مقدار طول خود رسید، فاز دیگر سیستم بنام فاز فروکشش باید فعال گردد تا سیستم برای ورود مجدد به فاز کشش و تولید انرژی آماده شود. در این فاز طناب توسط عملگرهایی که در واحد زمینی به قرقره طناب متصل است جمع می‌شود. در فاز فروکشش، کایت به گوشه پنجره بادی (جاییکه کمینه نیروی کشش در طناب‌ها ایجاد می‌شود) هدایت می‌شود و عمل جمع شدن طناب در آن وضعیت انجام می‌پذیرد. این امر باعث می‌شود در حین عملکرد سیستم در مجموع دو فاز، توان خروجی قابل توجهی حاصل شود. شکل ۱-ب نمایی از این دو فاز عملکرد سیستم را نمایش می‌دهد.

[1] Airborne Wind Energy

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]



شکل ۱. (الف) نمایی از مسیر پرواز کایت در فاز کشش، (ب) نحوه حرکت کایت در سامانه هوابرد در یک دوره کامل شامل دو فاز کشش و فرو کشش.

در حال حاضر کمپانی‌های مختلفی از این شیوه بهره می‌برند [۶]، [۷]، [۸]، [۹]. در این سیستم‌ها برای تولید بهینه توان خروجی باید دو موضوع مورد توجه قرار گیرد. اول کنترل مسیر پرواز به شکل هشت–خوابیده در فاز کشش و دوم کنترل سرعت باز شدن طناب در مقدار بهینه ($\frac{1}{3}$ سرعت وزش باد) [۱۰]. در این مقاله، مسئله کنترل مسیر پرواز کایت در فاز کشش مورد بررسی قرار می گیرد. دیل، با پیاده‌سازی روش LQR بر روی مدل تحلیلی کایت، آغازگر تحقیقات در زمینه کنترل کایت بحساب می‌آید. در ادامه، روش LQR در سال ۲۰۰۱ توسط دیل به روش پیشرفته‌تر کنترل پیش‌بین غیرخطی (NMPC) ارتقا داده شد [۱۲]. در این روش با فرض دردسترس بودن یک مدل مناسب از سیستم، رفتار سیستم پیش‌بینی و قانون کنترل در جهت بیشینه کردن توان و پایداری سیستم به دست می‌آید. پس از آن هوسکا و دیل در سال‌های ۲۰۰۷ و ۲۰۱۰ تئوری را بهبود بخشیدند [۱۳] و [۱۴]. همچنین روش مشابهی در [۱۵] برای این منظور بکار گرفته شده است. تمامی روش‌های NMPC به صحت و دقت مدل مورد استفاده بسیار وابسته‌اند که معمولاً چنین نیست. همچنین این روش برای حل مسأله بهینه‌سازی بصورت آنلاین به زمان نسبتاً زیادی نیاز دارد که یک محدودیت اساسی بحساب می‌آید. شیوه دیگر کنترل بر مبنای ردیابی مسیر از پیش تعیین شده می‌باشد که ردیابی آن در فاز کشش بیشینه شدن توان را تضمین می کند [۱۶]. در این روش با تعریف یک زاویه تعقیب، تلاش می‌شود میزان انحراف از آن را به صفر برسانند. در ابتدا برای این منظور از کنترل‌کننده خطی با یک جبران‌ساز استفاده شد و در آزمایش‌های عملی مشخص شد که در این حالت عملگرها با محدودیت سرعت مواجه می‌شوند و سیستم عملکرد مناسبی ندارد. باین و اکلز در سال ۲۰۱۲ با استفاده از روش‌های تطبیقی نیاز کنترل‌کننده را به یک مدل دقیق از سیستم مرتفع کردند [۱۷]. در این روش پارامترهای سیستم بصورت آنلاین تخمین زده می‌شوند و با استفاده از تابع لیاپانوف پایداری سیستم اثبات شده است. این سیستم نیز در آزمایش‌های عملی دچار مشکل شد و علت آن مواجهه سیستم با محدودیت عملگرها و وجود زمان مرده در سیستم اعلام شد. در مرجع [۱۸] در سال ۲۰۱۴ کنترل‌کننده خطی‌ساز فیدبک مورد استفاده قرار گرفت که در آن مسیر مطلوب با استفاده از مدل ریاضی سیستم تولید می‌شد. ولی همان‌گونه که اشاره شد مدل‌ها دارای عدم تطابق‌هایی با سیستم واقعی هستند و ردیابی بر اساس آن می‌تواند در عمل با مشکل مواجه شود. روش دیگر، استفاده از ردیابی نقطه‌ای است [۱۱] و [۱۹]. در این روش برای تولید مسیر چند نقطه هدف مشخص می کنند که دنبال کردن آن‌ها بصورت دوره‌ای تولید مسیر مطلوب را نتیجه می‌دهد. در این روش در هر لحظه یک نقطه هدف فعال است و کایت باید به سمت آن حرکت کند، باعبور کایت از محدوده موردنظر، بترتیب نقطه هدف بعدی فعال می‌شود و کایت به سمت آن نقطه حرکت می‌کند. این عمل برای همه نقاط تکرار می‌شود که نتیجه آن تولید مسیر مطلوب می‌باشد. روشی مشابه با دو نقطه نیز توسط کمپانی Skysail بکارگرفته شده‌است [۱۹]. یکی از چالش‌ها در این روش تنظیم مسیر می‌باشد. در این روش پارامترهای تنظیم مسیر مورد نظر کم

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

می‌باشد و تنظیم مسیر مورد نظر نیاز به تنظیمات پیچیده کنترلی دارد. در مرجع [۱۱]، محققان با به دست آوردن نرخ تغییرات زاویه جهت‌گیری بردار سرعت، به یک دینامیک ساده و از مرتبه اول رسیده اند و نشان دادند که می‌توان با کنترل این دینامیک، حرکت کایت را کنترل کرد و در نتیجه مسأله به یک مسأله ردیابی سیستم SISO تبدیل می شود.

در این مقاله برای بیشینه شدن نیروی کشش طناب از روش ردیابی مسیر از پیش تعیین شده بر مبنای نقاط هدف استفاده می‌کنیم تا عدم تطابق‌های مدل ریاضی بر ردیابی اثر نامطلوب نگذارد. همچنین برای تولید مسیر مطلوب از شش نقطه هدف استفاده شده است تا انعطاف-پذیری و توانایی طراحی مسیر بالا برود. بمنظور کاهش پیچیدگی‌های محاسباتی روش پیشنهادی، از دینامیک ساده‌تر زاویه بردار سرعت برای دستیابی به اهداف کنترلی استفاده شده است. همچنین جهت تطابق با شرایط واقعی فرض شده است که دینامیک مدل حاوی نامعینی در پارامترها بوده و پارامترهای جوی دستخوش تغییر هستند. تحت این شرایط، کنترل‌کننده‌ای مقاوم مبتنی بر رویکرد کنترل مدلغزشی پایانه‌ای طراحی و دستیابی به ردیابی مقاوم مسیر مطلوب تضمین شده است. ادامه مقاله به این صورت سازماندهی شده است که در بخش۲ به بیان طرح و ساختار درنظر گرفته شده برای سیستم و تعریف مدل پرداخته‌ایم. طراحی مسیر و کنترل‌کننده مدلغزشی پایانه‌ای در بخش۳ مطرح شده است. در بخش۴ نتایج شبیه‌سازی ارائه و بررسی شده است و در بخش۵ به نتیجه‌گیری پرداخته‌ایم.

۲- بیان مسأله

در این مقاله، سیستمی مشابه نمونه آزمایشی ساخته شده در دانشگاه سانتا باربارای کالیفرنیا (USBC) را در نظر گرفته‌ایم که در آن زیرسیستم هدایت و کنترل در واحد زمینی قرار گرفته و کایت بوسیله سه طناب مهار شده است (مطابق شکل۲).



شکل ۲. نمونه آزمایشی ساخته شده در دانشگاه کالیفرنیا برای تحقیق در زمینه کنترل کایت در سامانه‌های هوابرد.

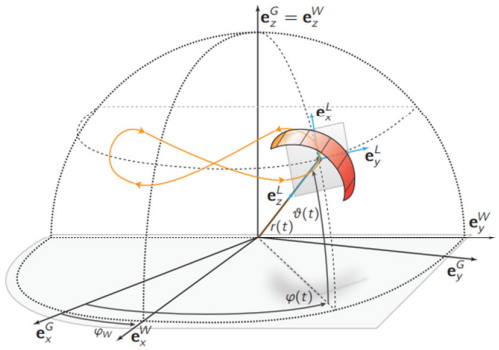
دو طنابی که به دو لبه کناری کایت متصل‌اند طناب هدایتی[1] نام دارند. وظیفه این دو طناب، هدایت و کنترل پرواز کایت می‌باشد. در واقع، اختلاف طول طناب‌های هدایتی در دو طرف کایت، سبب ایجاد زاویه رول در کایت می‌گردد [۲۰] و [۲۱]. با تغییر زاویه رول کایت اثر نیروهای ایرودینامیک بر آن تغییر یافته و درنتیجه‌ی آن جهت حرکت کایت تغییر می‌یابد. بر این اساس، اختلاف طول این دو طناب به

[1] Steering lines

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

عنوان ورودی کنترلی در سیستم هدایت و کنترل کایت استفاده می‌شود. طنابی که به لبه جلویی کایت متصل شده است را طناب توان[1] می‌نامند. وظیفه این طناب انتقال نیروی کشش ایجاد شده به واحد زمینی و مولدها جهت تولید انرژی است.

برای بیان موقعیت کایت نسبت به واحد زمینی، دستگاه مختصات کارتزین مرجع $G: (e_x^G, e_y^G, e_z^G)$ به مرکزیت واحد زمینی تعریف می‌شود که محور e_x^G بردار تقارن طولی واحد زمینی می‌باشد، e_z^G عمود بر آن و رو به بالا اشاره می‌کند و محور e_y^G دستگاه را طبق قاعده دست راست کامل می‌کند. همچنین برای تعریف جهت وزش باد دستگاه $W: (e_x^W, e_y^W, e_z^W)$ تعریف می‌شود که در آن وزش باد بصورت افقی و در جهت e_x^W می‌باشد، e_z^W با e_z^G یکسان است و e_y^W نیز این دستگاه را طبق قاعده دست راست تکمیل می‌کند. با توجه به شکل۳ زاویه بین جهت وزش باد با محور تقارن واحد زمینی با φ_w نمایش داده می‌شود. موقعیت کایت بر اساس زوایای کروی φ و θ بیان می‌شود که در آن، زاویه θ برابر است با زاویه بین طناب و صفحه (e_x^G, e_y^G) و زاویه φ زاویه بین تصویر بردار موقعیت کایت در صفحه (e_x^G, e_y^G) با محور e_x^G است.



شکل ۳. نمای پنجره باد فرضی و دستگاه‌های مختصات G, W, L و صفحه مماس بر پنجره بادی در موقعیت کایت که با محورهای e_x^L, e_y^L اسپن می‌شود.

بنابر تعریف، بردار موقعیت کایت برداری است که ابتدای آن بر مرکز G و انتهای آن بر مرکز کایت منطبق بوده و با توجه به شکل ۳ بصورت زیر تعیین می‌شود:

$$ {}_G\vec{P}(t) = \begin{pmatrix} r(t)\cos\varphi(t)\cos\theta(t) \\ r(t)\sin\varphi(t)\cos\theta(t) \\ r(t)\sin\theta(t) \end{pmatrix} \quad (۱)$$

دستگاه مختصات غیرمرجع $L: (e_x^L, e_y^L, e_z^L)$ به مرکزیت مرکز ثقل کایت برای نمایش حرکات کایت در پنجره بادی بکارگرفته می‌شود. مطابق شکل ۳، محور e_x^L (شمال محلی) در دستگاه غیرمرجع محور مماس بر نصف‌النهار پنجره بادی در موقعیت کایت بوده و همواره به رأس پنجره بادی نشانه می‌رود، محور e_z^L در راستای طناب و به سمت مرکز G اشاره می‌کند و محور e_y^L (شرق محلی) این دستگاه را مطابق قاعده دست راست تکمیل می‌کند.

ماتریس انتقال از دستگاه L به دستگاه G بصورت زیر تعیین می‌گردد:

$$ R_{GL} = \begin{pmatrix} -\cos\varphi(t)\sin\theta(t) & -\sin\varphi(t) & -\cos\varphi(t)\cos\theta(t) \\ -\sin\varphi(t)\sin\theta(t) & \cos\varphi(t) & -\sin\varphi(t)\cos\theta(t) \\ \cos\theta(t) & 0 & -\sin\theta(t) \end{pmatrix} \quad (۲)$$

[1] Power line

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

۲-۱- تعریف مدل سیستم

مدل درنظر گرفته شده در این مقاله مدل جرم تک نقطه‌ای می‌باشد که در آن کایت یک نقطه دارای جرم در انتهای طناب فرض شده است. همچنین طناب، صاف با قطر غیر صفر فرض شده است. نیروی ایرودینامیک پس‌کِشنده[1] طناب و جرم آن، در نیروی کِشنده بال و جرم بال به ترتیب اضافه شده است. تأثیر نیروهای گرانشی و اینرسی نیز درنظر گرفته شده است و فرض شده است که بال، توسط زاویه رول که با دستکاری اختلاف طول طناب‌های هدایتی ایجاد می‌شود، کنترل می‌شود. این مدل در [۲۲] و [۲۳] و [۲۴] نیز بکار گرفته شده است. با به دست آوردن برایند نیروهای مؤثر (گرانشی، ایرودینامیک) در راستای تغییرات زوایای کروی، دینامیک حاکم بر کایت بصورت (۳) تعیین می‌شود:

$$\ddot{\theta} = \frac{{}_{L}\vec{F}(t).\, e_x^L}{rm(t)} - \sin\big(\theta(t)\big)\cos\big(\theta(t)\big)\,\dot{\varphi}^2(t)$$
$$\ddot{\varphi} = \frac{{}_{L}\vec{F}(t).e_y^L}{rm(t)\cos\big(\theta(t)\big)} + 2\tan\big(\theta(t)\big)\,\dot{\theta}(t)\dot{\varphi}(t) \qquad (۳)$$

m جرم کایت و $\vec{F}(t)$ برایند نیروهای ایرودینامیک ($\vec{F}_a(t)$) و گرانش ($\overrightarrow{F_g}(t)$) است. بردار نیروی گرانش در دستگاه L بصورت بردار طبق رابطه‌ی (۴) می باشد:

$${}_{L}\overrightarrow{F_g}(t) = \begin{pmatrix} -mg\cos\theta(t) \\ 0 \\ mg\sin\theta(t) \end{pmatrix} \qquad (۴)$$

نیروهای ایرودینامیک وابسته به سرعت نسبی باد عبارت است از: ($\overrightarrow{W_e}(t) = \overrightarrow{W}(t) - \vec{v}(t)$).که در آن $\overrightarrow{W}(t)$ (بردار سرعت خالص باد) فقط مؤلفه‌ای در راستای e_x^W دارد. اگر $\overrightarrow{W}(t)$ را ابتدا به دستگاه G و سپس تحت ماتریس انتقال از G به دستگاه L ببریم خواهیم داشت:

$${}_{L}\overrightarrow{W}(t) = \begin{pmatrix} -W_0\cos(\varphi(t) - \varphi_w(t))\sin(\theta(t)) \\ -W_0\sin(\varphi(t) - \varphi_w(t)) \\ -W_0\cos(\varphi(t) - \varphi_w(t))\cos(\theta(t)) \end{pmatrix} \qquad (۵)$$

که در آن W_0 اندازه سرعت باد می‌باشد و $\varphi_w(t)$ همانگونه که قبلاً اشاره شد میزان انحراف e_x^W از e_x^G می‌باشد. سرعت کایت نسبت به واحد زمینی را می‌توان با مشتق‌گیری از بردار موقعیت کایت و انتقال به دستگاه L بدست آورد. این مقدار برابر است با:

$${}_{L}\vec{v}(t) = \begin{pmatrix} r(t)\dot{\theta}(t) \\ r(t)\cos\theta(t)\,\dot{\varphi}(t) \\ 0 \end{pmatrix} \qquad (۶)$$

بر اساس نتایج به دست آمده در مرجع [۱۳]، نیروی ایرودینامیک در دستگاه مختصات L بصورت زیر تعریف می‌شود:

$${}_{L}F_a = -\frac{1}{2}\rho C_L(t)A\left\|\overrightarrow{W_e}(t)\right\|^2\left(\begin{bmatrix}\cos(\beta(t))\cos(\chi(t)) \\ \cos(\beta(t))\sin(\chi(t)) \\ \sin(\beta(t))\end{bmatrix}\times\begin{bmatrix}-\cos(\psi(t))\sin(\eta(t))\cos(\chi(t)) - \cos(\psi(t))\cos(\eta(t))\sin(\chi(t)) \\ -\cos(\psi(t))\sin(\eta(t))\sin(\chi(t)) + \cos(\psi(t))\cos(\eta(t))\cos(\chi(t)) \\ \sin(\psi(t))\end{bmatrix}\right) -$$
$$\frac{1}{2}\rho C_D(t)A\left\|\overrightarrow{W_e}(t)\right\|^2\begin{bmatrix}\cos(\beta(t))\cos(\chi(t)) \\ \cos(\beta(t))\sin(\chi(t)) \\ \sin(\beta(t))\end{bmatrix} \qquad (۷)$$

[1] Drag

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

ρ چگالی هوا، A مساحت بال و $C_L(t)$ و $C_D(t)$ بترتیب ضرایب بالابر و پس‌کشنده می‌باشند. زاویه‌ی β زاویه‌ی حمله کایت در حین پرواز می‌باشد. زاویه‌ی $\chi(t)$، زاویه بین دماغه کایت (محور تقارن طولی کایت) با محور e_x^L است که به عنوان زاویه جهت‌گیری کایت نام برده می‌شود و فرض می‌کنیم به علت ذات C شکل کایت، بردار دماغه کایت در حین پرواز با بردار سرعت مؤثر باد در یک صفحه قرار می‌گیرد. بنابراین، داریم:

$$\chi(t) = \tan^{-1}\left(\frac{\vec{W}_e(t).e_y^L}{\vec{W}_e(t).e_x^L}\right) \quad (۸)$$

و $\eta(t)$ طبق [۲۵] بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$\eta(t) = \sin^{-1}(\tan(\beta(t))\tan(\psi(t))) \quad (۹)$$

که در آن $\psi(t) = \sin^{-1}\left(\frac{\delta(t)}{d_s}\right)$ و $\delta(t)$ ورودی هدایتی می‌باشد.

۲-۲- دینامیک زاویه بردار سرعت

در بخش قبل دیدیم که به کمک تعریف دستگاه مختصات غیر مرجع L می‌توان حرکت کایت را توصیف کرد. با ثابت فرض کردن طول طناب، بردار سرعت کایت در صفحه (e_x^L, e_y^L) قرار می‌گیرد و زاویه این بردار با محور e_x^L (γ) بیان‌گر جهت حرکت کایت روی پنجره باد می‌شود، چراکه اگر بردار سرعت در جهت e_x^L باشد ($\gamma = 0$)، کایت به سمت رأس پنجره بادی و شمال حرکت می‌کند و اگر در جهت e_y^L باشد به سمت شرق محلی حرکت می‌کند. این زاویه بصورت زیر تعریف می‌شود [۱۱] و [۲۶]:

$$\gamma(t) = \tan^{-1}\left(\frac{\vec{v}(t).e_y^L}{\vec{v}(t).e_x^L}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{\cos\theta(t)\dot{\varphi}(t)}{\dot{\theta}(t)}\right) \quad (۱۰)$$

این زاویه به ما کمک می‌کند که پرواز دو بعدی کایت روی سطح پنجره باد را به‌صورت تک بعدی و با یک متغیر بیان کنیم. یعنی مقدار زاویه بردار سرعت کایت با محور شمال محلی مشخص می‌کند که کایت روی پنجره باد به کدام سمت حرکت خواهد کرد. در مرجع [۱۱] نشان داده شده است که می‌توان دینامیک γ را جایگزین دینامیک پیچیده سیستم کرد و از آن برای کنترل پرواز کایت بهره برد. در اینجا فرضیاتی را بیان می‌کنیم که به ساده شدن دینامیک مسأله کمک می‌کند. فرضیات مشابهی در [۱۱]، [۲۹] و [۲۱] نیز مطرح شده است و با استفاده از آزمایش‌های عملی صحت آن‌ها به اثبات رسیده است.

فرض اول: اختلاف بین زاویه بردار سرعت و دماغه کایت ناچیز و قابل چشم‌پوشی است. همچنین تمامی نیروها نسبت به نیروهای ایرودینامیک قابل صرف‌نظر کردن هستند.

فرض دوم: اندازه زاویه رول در حدی است که می‌توان توابع مثلثاتی آن را خطی فرض کرد.

با در نظر گرفتن این فرضیات دینامیک زاویه بردار سرعت کایت بصورت زیر تعریف می‌شود [۱۱]:

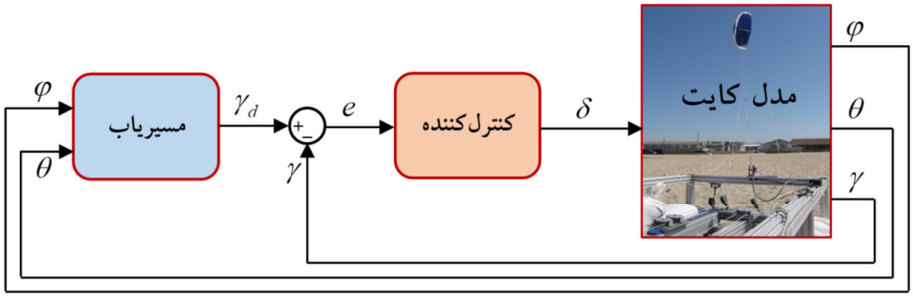
$$\dot{\gamma}(t) \simeq \frac{\rho C_L(t) A}{2md_s}\frac{\|\vec{W}_e(t)\|^2}{\|\vec{v}\|}\delta(t) + \sin(\theta)\,\dot{\varphi} \quad (۱۱)$$

دینامیک به دست آمده در (۱۱)، رابطه‌ای بین ورودی هدایتی δ و زاویه بردار سرعت γ که نماینده جهت حرکت کایت در پنجره بادی است را ارائه می‌دهد. لازم به ذکر است که در این دینامیک اثر پارامترها و مشخصه‌های بال لحاظ شده است.

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

۳- طراحی کنترل‌کننده

سیستم هدایتی که در این تحقیق برای کنترل حرکت کایت روی مسیر به شکل هشت لاتین- خوابیده پیشنهاد شده است، دیاگرامی مطابق شکل ۴ دارد. این کنترل کننده شامل دو بخش است: در قسمت درونی، کنترل کننده زاویه بردار سرعت را بصورت فیدبک از سیستم دریافت می‌کند و قانون کنترلی که میزان انحراف از زاویه بردار سرعت مطلوب γ_d را به حداقل می‌رساند، به سیستم به عنوان ورودی کنترلی اعمال می‌کند. در قسمت خارجی که آن را بلوک مسیریاب نامیدیم، با دریافت زوایای (φ, θ) بصورت فیدبک از سیستم زاویه بردار، سرعت مطلوب محاسبه می‌شود و به قسمت داخلی کنترل‌کننده اعمال می‌گردد.



شکل ٤. دیاگرام کلی سیستم هدایت شامل کنترل‌کننده (بخش درونی) و مسیریاب (بخش بیرونی)

۳-۱- طراحی کنترل‌کننده مد لغزشی پایانه‌ای

در برخی مراجع موجود، مشخصات و پارامترهای باد ثابت و مشخص (نامی) فرض شده و در این شرایط به کنترل سیستم پرداخته شده است [۱۱] و [۱۸]. اما در شرایط واقعی این‌گونه نیست و سرعت، جهت وزش و پارامترهای باد می‌تواند دستخوش تغییرات جوی باشد. لذا در این مقاله هدف طراحی کنترل‌کننده‌ای است که نسبت به تغییرات پارامترهای جوی، نامعینی‌های موجود در سیستم و نیز اغتشاشات محیطی مقاوم باشد. یکی از روش‌های بسیار مناسب برای این منظور که کاربردهای عملی بسیار موفقی در سایر حوزه‌های کنترلی از آن گزارش شده است، روش کنترل مد لغزشی است [۲۸]. با توجه به توانمندی‌های بالقوه این روش کنترلی، تحقیقات بسیاری در خصوص بهبود و ارتقای عملکرد آن انجام شده است که روش مد لغزشی پایانه‌ای یکی از این روش‌های کارآمد بشمار می‌رود [۲۸]، [۲۹] و [۳۰]. روش مد لغزشی پایانه‌ای تضمین می‌کند که با انتخاب سطح لغزشی مناسب، انحراف از مقدار مطلوب در زمان محدود حذف خواهد شد. در ادامه با بهره‌گیری از این روش، کنترل‌کننده مقاومی برای دستیابی به اهداف مسأله مورد نظر طراحی می‌شود.

در رابطه (۱۱)، تغییرات پارامترهای باد در عبارت $\left\|\overrightarrow{W_e}(t)\right\|^2$ خود را نشان می‌دهد. با استفاده از معادلات (۵) و (۶) داریم:

$$\left\|\overrightarrow{W_e}(t)\right\|^2 = W_0(t)^2 + \|\vec{v}\|^2 + 2rW_0(t)\begin{pmatrix}\dot{\theta}(t)\cos(\varphi(t)-\varphi_w(t))\sin(\theta(t)) + \\ \dot{\varphi}(t)\cos(\theta(t))\sin(\varphi(t)-\varphi_w(t))\end{pmatrix} \quad (۱۲)$$

حال با فرض محدوده تغییرات سرعت خالص باد بصورت $\underline{W_0} < W_0(t) < \overline{W_0}$ و نیز محدوده تغییرات زاویه انحراف جهت وزش باد با محور تقارن طولی واحد زمینی بصورت $-\overline{\varphi_w}(t) < \varphi_w(t) < \overline{\varphi_w}(t)$، و با درنظر گرفتن این واقعیت که بیشینه سرعت مؤثر باد زمانی است که راستای محور تقارن طولی واحد زمینی در جهت وزش باد باشد $(\varphi_w(t) = 0)$ و کمینه آن زمانی است که وزش باد بیشترین انحراف از محور تقارن واحد زمینی را دارا باشد $(\varphi_w(t) = \pm\overline{\varphi_w}(t))$، نتیجه می‌گیریم که بیشینه و کمینه مقدار $\left\|\overrightarrow{W_e}(t)\right\|^2$ که آن را به فرم $\underline{E} < \left\|\overrightarrow{W_e}(t)\right\|^2 < \overline{E}$ نمایش می‌دهیم، بصورت (۱۳) و (۱۴) تعیین می‌شوند:

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

$$\overline{E} = \overline{W_0}(t)^2 + \|\vec{v}\|^2 + 2r\overline{W_0}(t)\left(\dot{\theta}(t)\cos(\varphi(t))\sin(\theta(t)) + \dot{\varphi}(t)\cos(\theta(t))\sin(\varphi(t))\right) \quad (۱۳)$$

$$\underline{E} = \underline{W_0}(t)^2 + \|\vec{v}\|^2 + 2r\underline{W_0}(t)\begin{pmatrix}\dot{\theta}(t)\cos(\varphi(t) - \overline{\varphi_w}(t))\sin(\theta(t)) + \\ \dot{\varphi}(t)\cos(\theta(t))\sin(\varphi(t) - \overline{\varphi_w}(t))\end{pmatrix} \quad (۱۴)$$

در نتیجه معادلات دینامیک (۱۱) با توجه به رابطه (۱۲) دارای نامعینی است و می‌توان جمله‌ی شامل $\left\|\vec{W}_e(t)\right\|^2$ را بین دو تابع پیوسته بین مقادیر بیشینه و کمینه آن محدود کنیم.

سامانه هوابرد با دینامیک رابطه‌ی (۱۵) را درنظر می‌گیریم:

$$\dot{\gamma}(t) = \sin(\theta)\,\dot{\varphi}(t) + \frac{\rho C_L(t) A}{2m d_s}\frac{\left\|\vec{W}_e(t)\right\|^2}{\|\vec{v}\|}\delta(t) = f(t) + g(t)\delta(t) \quad (۱۵)$$

که در آن γ متغیر حالت و δ ورودی کنترل هستند. تابع $f(t) = \sin(\theta)\,\dot{\varphi}(t)$ معین و غیرخطی فرض شده است اما تابع $g(t) = \frac{\rho C_L(t) A}{2m d_s}\frac{\left\|\vec{W}_e(t)\right\|^2}{\|\vec{v}\|}$ نامعین، غیرخطی و تغییرپذیر با زمان است. مقدار نامی $g(t)$ را بصورت $\hat{g} = \sqrt{g_{max} g_{min}}$ درنظر می‌گیریم که در این صورت داریم:

$$\underline{\mu}_g = \sqrt{\frac{g_{min}}{g_{max}}} < g\hat{g}^{-1} < \overline{\mu}_g = \sqrt{\frac{g_{max}}{g_{min}}} \quad (۱۶)$$

بر اساس روش مد لغزشی، با تعریف یک سطح لغزشی مناسب (S) اگر شرایطی فراهم شود که نامساوی $S\dot{S} \le -\xi\|S\|$ (شرط لغزش) همواره برقرار باشد، آنگاه سطح لغزشی $S = 0$ به یک مجموعه مانا تبدیل شده و کلیه مسیرها در راستای دینامیک سیستم به این مجموعه ختم شده و در آن باقی می‌مانند. لازم بذکر است در شرط لغزشی ξ یک عدد صحیح مثبت و قابل تنظیم می‌باشد. برای این منظور یک سطح لغزش انتگرالی با توان کسری را به فرم زیر تعریف می‌کنیم:

$$S(t) = \tilde{\gamma}(t) + \Omega\int_0^t \tilde{\gamma}^{q/p}(t)dt \quad (۱۷)$$

که در آن q و p اعداد فرد صحیح و مثبت هستند بطوریکه p>q و Ω یک اسکالر مثبت است. با مشتق‌گیری از (۱۷) دینامیک سطح لغزش بصورت زیر به دست می‌آید:

$$\dot{S}(t) = \dot{\tilde{\gamma}}(t) + \Omega\tilde{\gamma}^{q/p}(t) \quad (۱۸)$$

لم ۱ ([۲۸]): سیستم غیرخطی $\dot{x} = f(x)$ و $x \in R^n$ را در نظر بگیرید. فرض کنید تابع $V(x)$ وجود دارد به‌طوری که در همسایگی $U \in R^n$ از مبدأ تعریف شده باشد و $c \ge 0$ و $0 \le \alpha < 1$ عضوهای آن باشند. اگر:

۱) $V(x)$ یک تابع مثبت معین (PD) روی U باشد،

۲) نامساوی $\dot{V}(x) + cV(x)^\alpha \le 0$ برای $\forall x \in U$ برقرار باشد،

آن‌گاه مبدأ بصورت محلی پایدار بوده و برای شرایط اولیه $x(0)$ در همسایگی U از مبدأ، زمان نشست محدود $T_S \le \frac{V(x(0))^{1-\alpha}}{c(1-\alpha)}$ خواهد بود. اگر $U = R^n$ و $V(x)$ نامحدود شعاعی باشد (به ازای $\|x\| \to \infty$ ، $V(x) \to \infty$) آن‌گاه مبدأ سیستم بصورت سراسری پایدار با زمان نشست محدود می‌باشد.

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]

[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

اگر دینامیک سیستم در سطح لغزش $S=0$ نگه داشته شود آن‌گاه این سطح به یک مجموعه مانا تبدیل خواهد شد و زاویه بردار سرعت γ به γ_d میل خواهد کرد و زمان نشستی که نامساوی $T_{dyn} \le \frac{\left(\frac{1}{2}\tilde{\gamma}(0)^2\right)^{1-\alpha}}{c(1-\alpha)}$ را برقرار می‌کند حاصل خواهد شد که در آن $0<\alpha=(p+q)/2p<1$ و $\Omega \ge 0$. $c=2^{\frac{p+q}{2p}}\Omega$

قضیه: سامانه هوابرد توصیف شده با معادله دینامیک (۱۱) را همراه با سطح لغزش انتگرالی با توان کسری (۱۷) درنظر بگیرید.

۱- درصورتیکه تضمین شود دینامیک سیستم به سطح لغزش $S=0$ رسیده و روی آن نگه داشته خواهد شد، آنگاه این سطح یک مجموعه مانا بوده و زاویه بردار سرعت $\gamma(t)$ به $\gamma_d(t)$ میل خواهد کرد. همچنین، زمان نشست سیستم محدود بوده و نامساوی $T_{dyn} \le \frac{\left(\frac{1}{2}\tilde{\gamma}(0)^2\right)^{1-\alpha}}{c(1-\alpha)}$ را برآورده خواهد کرد که $0<\alpha=\frac{p+q}{2p}<1$ و $\Omega \ge 0$ $c=2^{\frac{p+q}{2p}}\Omega$.

۲- با درنظر گرفتن قانون کنترل زیر:

$$u=\hat{g}^{-1}\left(\dot{\gamma}_d-f+\Omega\tilde{\gamma}^{\frac{q}{p}}+K\frac{S}{\|S\|}\right) \quad (۱۹)$$

آنگاه، به ازای هر $\xi>0$ و K مثبت و به اندازه کافی بزرگ، سیستم حلقه بسته در زمان محدود T_{reach} به سطح لغزشی $S=0$ خواهد رسید و در آن باقی خواهد ماند به‌طوری که $T_{reach} \le \frac{\|S(\gamma(0))\|}{\xi}$ است.

اثبات: زمانی که شرط لغزش برآورده شود و متغیر حالت سیستم روی سطح لغزش قرار گرفته و بر روی آن باقی بماند در این صورت سطح لغزش برای سیستم موردنظر یک مجموعه مانا بوده و با توجه به (۱۸) دینامیک حرکت سیستم بر روی سطح لغزش به‌صورت زیر خواهد بود:

$$\dot{\tilde{\gamma}}(t)+\Omega\tilde{\gamma}^{q/p}(t)=0 \quad (۲۰)$$

تابع کاندید لیاپانوف را به‌صورت $V=\frac{1}{2}\tilde{\gamma}^2(t)$ انتخاب می‌کنیم. درنتیجه داریم:

$$\dot{V}(t)=\dot{\tilde{\gamma}}(t)\tilde{\gamma}(t)=\left(-\Omega\tilde{\gamma}^{q/p}(t)\right)\tilde{\gamma}(t)=-\Omega\tilde{\gamma}^{(q/p)+1}(t) \quad (۲۱)$$

رابطه فوق را می‌توان بصورت رابطه (۲۲) بازنویسی نمود:

$$\dot{V}(t)=-2\Omega\tilde{\gamma}^{(q/p)-1}(t)V(t)=-2\Omega 2^{\frac{q-p}{2p}}V^{\frac{q-p}{2p}}(t)V(t)=-\Omega 2^{\frac{q+p}{2p}}V^{\frac{q+p}{2p}}(t) \quad (۲۲)$$

بنابراین، داریم:

$$\dot{V}(t)+\Omega 2^{\frac{q+p}{2p}}V^{\frac{q+p}{2p}}(t)\le 0 \quad (۲۳)$$

با درنظرگرفتن $c=\Omega 2^{\frac{q+p}{2p}} \ge 0$ و $0 \le \alpha=\frac{q+p}{2p} \le 1$، بر اساس لم ۱ نتیجه می‌شود که $\gamma(t)$ به $\gamma_d(t)$ میل خواهد کرد و زمان نشست آن محدود بوده و نامساوی زیر را برآورده می‌کند:

$$T_{dyn} \le \frac{\left(\frac{1}{2}\tilde{\gamma}(0)^2\right)^{1-\alpha}}{c(1-\alpha)} \quad (۲۴)$$

با ترکیب (۱۹)، (۱۵) و (۱۸) داریم:

$$\dot{S}(t)=g\hat{g}^{-1}f(t)-f(t)+(1-g\hat{g}^{-1})\left(\dot{\gamma}_d(t)+\Omega\tilde{\gamma}^{\frac{q}{p}}(t)\right)-g\hat{g}^{-1}K\frac{S(t)}{\|S(t)\|} \quad (۲۵)$$

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

سپس با بهره‌گیری از شرط لغزش $S\dot{S} \le -\xi\|S\|$ خواهیم داشت:

$$S\dot{S} = S(1-g\hat{g}^{-1})\left(\dot{\gamma}_d + \Omega\tilde{\gamma}^{\frac{q}{p}} - f\right) - g\hat{g}^{-1}K\|S\| \le S(1-g\hat{g}^{-1})\left(\dot{\gamma}_d + \Omega\tilde{\gamma}^{\frac{q}{p}} - f\right) - \underline{\mu}_b K\|S\| \quad (۲۶)$$

در صورتیکه بهره K نامساوی زیر را برقرار کند:

$$K\underline{\mu}_g \ge \xi + \|1-g\hat{g}^{-1}\|\left\|\dot{\gamma}_d + \Omega\tilde{\gamma}^{\frac{q}{p}} - f\right\| \ge \xi\overline{\mu}_g + \left(\overline{\mu}_g - 1\right)\left\|\dot{\gamma}_d + \Omega\tilde{\gamma}^{\frac{q}{p}} - f\right\| \quad (۲۷)$$

آنگاه شرط لغزش تضمین خواهد شد. سپس، با انتخاب $V = \frac{1}{2}S^2$ و مشتق‌گیری از آن و با فرض برقراری شرط لغزش نتیجه می‌شود $\dot{V} + \xi V^{0.5} \le 0$. بنابراین، بر اساس لم ۱، سیستم حلقه‌بسته در زمان محدود T_{reach} به سطح لغزش $S = 0$ میل خواهد کرد که در آن $T_{reach} \le \frac{\sqrt{2}\|S(\gamma(0))\|}{\xi}$ ، $c = \sqrt{2}\xi$ و $\alpha = 0.5$ هستند.

در این بخش، با بهره‌گیری از روش مد لغزشی پایانه‌ای قانون کنترلی را طراحی کردیم که مقدار مطلوب را در حضور تغییرات پارامترهای باد ردیابی کند و تضمین کند که میزان انحراف در زمان محدود حذف خواهد شد.

۳-۲- یافتن زاویه بردار سرعت مطلوب γ_d

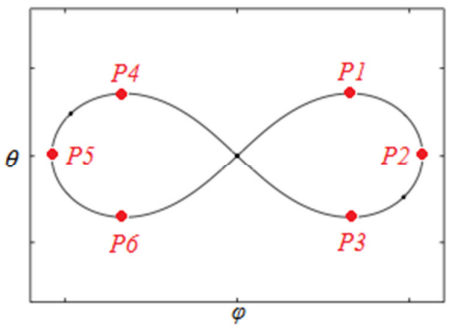
همانطور که پیش‌تر اشاره شد، هدف ما تولید مسیری به شکل هشت لاتین خوابیده (∞) می‌باشد. در اینجا، برای تولید مسیر مطلوب، نقاط مهم مسیر را که ردیابی آن نقاط تضمینی برای ردیابی کل مسیر باشد را به عنوان نقاط هدف درنظر خواهیم گرفت. مثلاً برای مسیر هشت – شکل، مطابق با شکل ۵ شش نقطه هدف در صفحه (φ-θ) درنظر گرفته می‌شود. این نقاط هدف دارای ترتیب هستند و در هرلحظه یکی از این نقاط، به عنوان نقطه هدف فعال است. با رسیدن کایت به یک همسایگی مشخص از نقطه هدف فعال، نقطه هدف بعدی فعال می‌شود. کایت با پیمودن این نقاط بترتیب، مسیر مطلوب را دنبال خواهد کرد. زاویه جهت‌گیری کایت از رابطه (۲۸) به دست می‌آید [۲۶]:

$$\gamma_d(t) = \tan^{-1}\left(\frac{\cos\theta(t)\left(\varphi_p(t)-\varphi(t)\right)}{\theta_p(t)-\theta(t)}\right) \quad (۲۸)$$

که $\varphi_p(t)$ و $\theta_p(t)$ مختصات نقطه هدف در صفحه (φ-θ) هستند. این زاویه همان زاویه بردار سرعت مطلوب است که کنترل‌کننده باید آن را ردیابی کند تا به نقطه هدف بعدی هدایت شود. پس باید برای هر نقطه هدف ناحیه‌ای تعریف شود که پس از ورود کایت به آن ناحیه (همسایگی)، نقطه هدف بعدی فعال شود. ما این ناحیه را ناحیه همگرایی می‌نامیم و آن را بصورت (۲۹) تعریف می‌کنیم:

$$(\varphi(k)-\varphi_p(k))^2 + (\theta(k)-\theta_p(k))^2 \le \sigma^2 \quad (۲۹)$$

که σ شعاع ناحیه همگرایی بوده و قابل تنظیم است.



[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

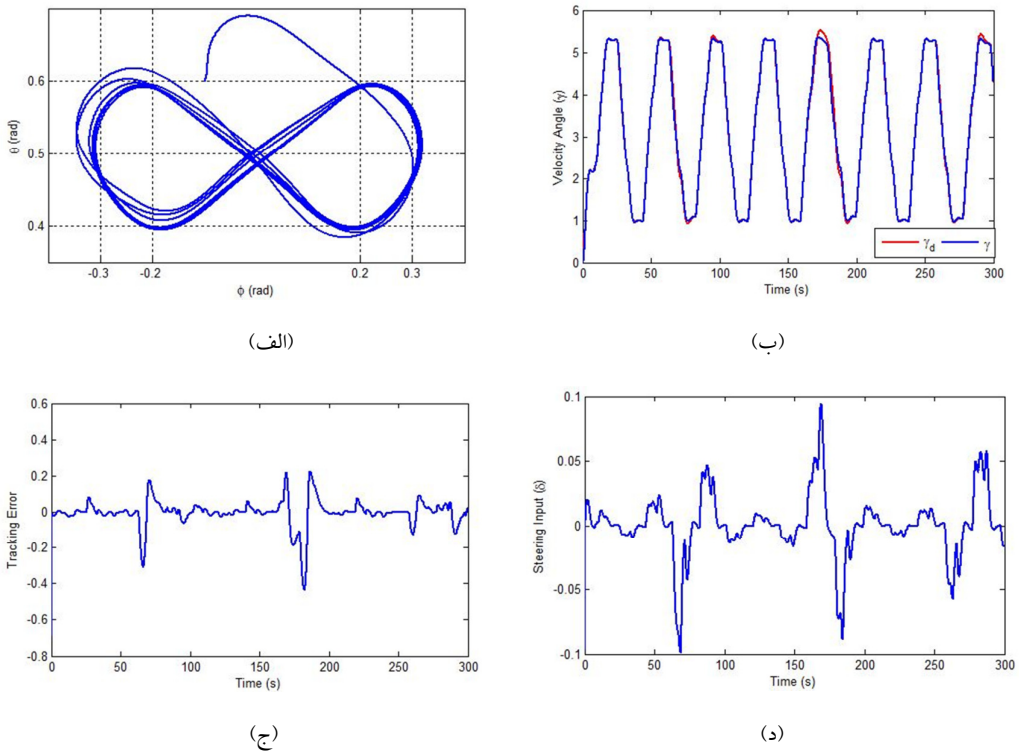
شکل ۵. تصویر شش نقطه هدف و مسیر فرضی تولید شده توسط این نقاط هدف در صفحه (θ,φ).

٤- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش با استفاده از نرم افزار MATLAB به شبیه‌سازی و ارزیابی روش پیشنهادی برای طراحی مسیر و هدایت سامانه هوابرد می‌پردازیم. برای این منظور، کنترل‌کننده مبتنی بر رویکرد مد لغزشی پایانه‌ای را بر روی مدل کایت پیاده‌سازی کرده و توانایی کنترل‌کننده در تولید و ردیابی مسیر به شکل هشت لاتین خوابیده را در حضور تغییرات پارامتر جوی و اغتشاش بررسی می‌کنیم. سپس با تنظیم شکل مسیر، تأثیر آن را بر عملکرد سیستم بررسی می‌کنیم. پارامترهای بال بکار رفته از روی مشخصه‌های یک بال ۶ متر مربع واقعی استخراج شده است [۱۱]. فرض شده است که سرعت باد (W_0) در شرایط عادی در بیشترین رنج تغییرات خود بین ۳ تا ۱۰ متر بر ثانیه در نوسان باشد و جهت وزش باد (φ_W) نیز بین ۴۵ تا ۴۵- درجه نسبت به محور تقارن واحد زمینی متغیر باشد و کنترل‌کننده بگونه‌ای طراحی شده است که بتواند این رنج از تغییرات پارامترهای باد را حذف کند. مختصات نقاط هدف در مسیر مطلوب در صفحه (φ,θ) را به صورت $TP_1 = \{(0.2,0.6)(0.3,0.5)(0.2,0.4)(-0.2,0.6)(-0.3,0.5)(-0.2,0.4)\}$ تعریف می‌کنیم. لازم به ذکر است، این شش زوج مرتب دارای ترتیب بوده و بیانگر مختصات شش نقطه مسیر مطلوب در صفحه (φ,θ) هستند که مؤلفه اول آن‌ها زاویه φ_a و مؤلفه دوم آن‌ها زاویه θ_a بر حسب رادیان می باشد. همچنین می‌دانیم که در عمل، عملگرها دارای محدودیت‌های فیزیکی هستند و این محدودیت‌ها در ورودی هدایتی (δ) که توسط یک عملگر در واحد زمینی ایجاد می‌شود اثر خواهد داشت. لذا برای درنظر گرفتن اثر این محدودیت‌ها، در تمام شبیه‌سازی‌ها محدودکننده‌هایی بر روی مقدار ورودی هدایتی و نیز نرخ تغییرات آن درنظر گرفته شده است. در [۱۱] و [۱۳] مقدار بیشینه‌ی ممکن برای اندازه ورودی هدایتی ۰/۴ و مقدار بیشینه‌ی ممکن برای نرخ تغییر آن را ۰/۶ بیان شده است و این مقادیر عملیاتی در شبیه‌سازی‌ها استفاده شده‌اند. برای جلوگیری از پدیده چترینگ در ردیابی، از تابع $\text{sat}\left(\frac{S}{\Delta}\right) = \begin{cases} +1 & S \geq \Delta \\ \frac{S}{\Delta} & |S| < \Delta \\ -1 & S \leq -\Delta \end{cases}$ برای تقریب تابع $\frac{S}{|S|}$ استفاده شده است که در آن Δ نماینده پهنای این باند می‌باشد. مقادیر پارامترهای طراحی $\Omega = 0.1$ ، $\xi = 0.5$ ، $p = 5$ و $q = 3$ و $\Delta = 0.5$ درنظر گرفته شده‌اند. فرض می‌شود سیستم از نقطه $(0.1,0.6)$ شروع به کار می‌کند. شکل ۶ نتایج شبیه‌سازی را نمایش می‌دهد. مشاهده می‌شود که سیستم هدایتی در حضور تغییرات وزش باد مسیر هشت-لاتین را تولید کرده است و برای بردار سرعت نیز ردیابی مناسبی داشته است.

در ادامه با تغییر مقادیر پارامترهای طراحی، تأثیر آن‌ها را بر عملکرد کنترل‌کننده بررسی می‌کنیم. در ابتدا با تنظیم پارامتر ξ نتایج شبیه‌سازی مورد بررسی قرار میگیرد. مقدار پارامتر ξ با زمان رسیدن دینامیک سیستم به سطح لغزش (T_{reach}) نسبت عکس دارد و افزایش مقدار آن، زمان رسیدن را کاهش می‌دهد. شکل ۷ نتایج شبیه‌سازی و میزان اثر پارامتر ξ را برای مسیر ردیابی شده توسط سیستم در دو شرایط مختلف نمایش می‌دهد.

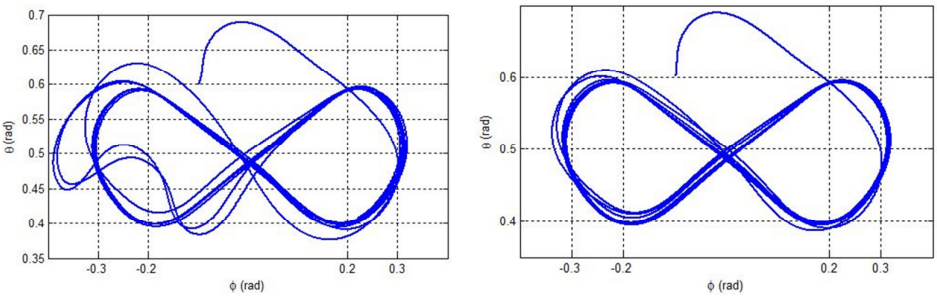
[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]



(الف) (ب)

(ج) (د)

شکل ٦. (الف) مسیر حرکت سیستم در صفحه (φ, θ) توسط سیستم هدایتی مد لغزشی پایانه‌ای بر مبنای مسیر مطلوب تولید شده توسط نقاط هدف TP_1 و انتخاب ξ=0.5، $\Omega = 0.1$، $p = 5$، $q = 3$ و Δ= 0.5. (ب) نمودار زاویه بردار سرعت مطلوب (قرمز) و بردار سرعت ردیابی شده (آبی)، (ج) نمودار خطای ردیابی زاویه بردار سرعت بر حسب زمان، (د) نمودار ورودی هدایتی (δ) تولید شده توسط کنترل‌کننده.

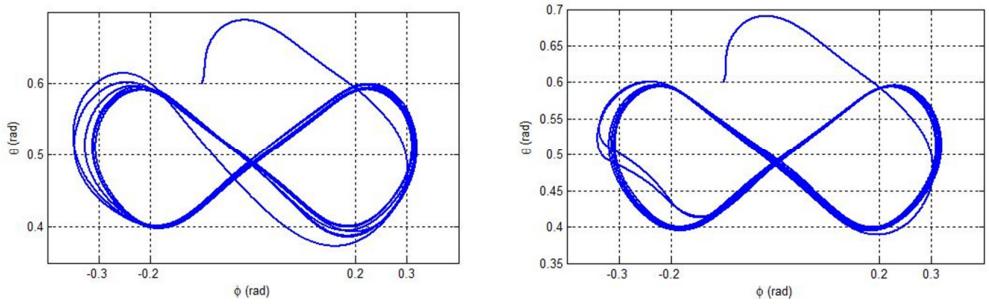


(الف) (ب)

شکل ۷. مسیر حرکت در صفحه (φ, θ) توسط سیستم هدایتی مد لغزشی پایانه‌ای بر مبنای مسیر مطلوب برای نقاط هدف TP_1 و (الف) ξ=0.3، $\Omega = 0.1$، $p = 5$، $q = 3$ و Δ= 0.5، (ب) ξ=0.7، $\Omega = 0.1$، $p = 5$، $q = 3$ و Δ= 0.5.

پارامتر بعدی که مورد بررسی قرار می‌گیرد پارامتر Ω می‌باشد. این پارامتر با زمان حذف انحراف از مقدار مطلوب (T_{dyn}) نسبت عکس دارد و مقادیر بزرگ‌تر آن این زمان را کاهش می‌دهد. تصویر ۸ نتایج شبیه‌سازی برای مسیر ردیابی شده توسط سیستم را در دو حالت با Ω مختلف نشان می‌دهد.

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

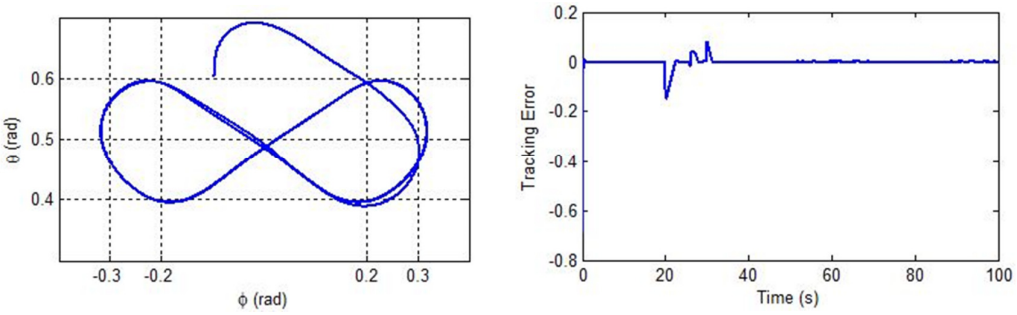


(الف) (ب)

شکل ۸. مسیر حرکت سیستم در صفحه (φ, θ) توسط سیستم هدایتی مد لغزشی پایانه‌ای بر مبنای مسیر مطلوب تولید شده توسط نقاط هدف TP_1 و انتخاب (الف) ξ=0.5، $\Omega = 0.02$، $p = 5$، $q = 3$ و $\Delta = 0.5$، (ب) ξ=0.5، $\Omega = 0.5$، $p = 5$، $q = 3$ و $\Delta = 0.5$.

در ادامه، توانایی کنترل‌کننده در مقابله با اغتشاش مورد بررسی قرار گرفته است. اغتشاش را بصورت یک پالس با دامنه ۰/۰۵در زمان ۲۰ تا ۳۰ ثانیه در محل ورودی هدایتی سیستم اعمال می‌کنیم. همچنین رنج تغییرات سرعت باد را بین ۵ تا ۸ متر بر ثانیه فرض کرده‌ایم تا تأثیر اغتشاش در سیستم واضح‌تر گردد. شکل ۹ نتایج شبیه‌سازی را برای سیستم در حضور اغتشاش و شرایط جوی با سرعت وزش باد متغیر و پارامترهای طراحی ξ=0.5، $\Omega = 0.1$، $p = 7$، $q = 1$ و $\Delta = 0.2$ نمایش می‌دهد.

مشاهده می‌شود هر چند دامنه‌ی اغتشاش اعمال شده به ورودی سیستم مقداری نزدیک به ۵۰ درصد پیک سیگنال هدایتی را دارد اما سیستم توانسته به خوبی این اغتشاش را حذف نماید.



(الف) (ب)

شکل ۹. (الف) مسیر حرکت سیستم در صفحه (φ, θ) توسط سیستم هدایتی مد لغزشی پایانه‌ای بر مبنای مسیر مطلوب تولید شده توسط نقاط هدف TP_1 و انتخاب ξ=0.5، $\Omega = 0.1$، $p = 7$ و $q = 1$ در حضور اغتشاش، (ب) نمودار خطای ردیابی زاویه بردار سرعت بر حسب زمان.

پس از آن که از توانایی کنترل‌کننده‌ی پیشنهادی مد لغزشی پایانه‌ای در ردیابی مسیر مطلوب در حضور تغییرات باد و اغتشاش اطمینان حاصل شد از مزیت روش تولید مسیر شش‌نقطه‌ای که دارای توانایی بالایی در تنظیم مسیر به شکل دلخواه است، بهره برده و اهمیت آن در عملکرد سیستم در استخراج نیروی باد که از اهداف اصلی این سامانه‌ها می‌باشد را بررسی می‌کنیم. بر اساس نتایج ارائه شده در [۲۱]، نیروی کشش ایجاد شده در طناب توسط رابطه زیر قابل بیان است:

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

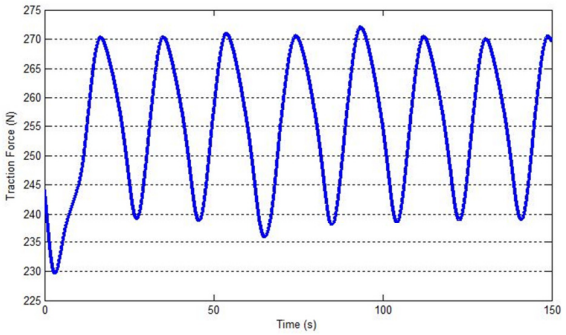
$$|\overrightarrow{F_C}(t)| = \frac{1}{2}\rho C_L(t) A E_{eq}\left(1+\frac{1}{E_{eq}^{\,2}}\right)^{\frac{3}{2}}\left(|\overrightarrow{W}_{e,r}|\right)^2 \quad (۳۰)$$

که $\overrightarrow{W}_{e,r}$ سرعت موثر باد در راستای طناب می‌باشد. چون طول طناب ثابت فرض شده است، و مولفه‌های سرعت کایت بر راستای طناب عمود می‌باشد و از اینرو پس تنها سرعت خالص باد بر آن اثر گذار بوده و داریم:

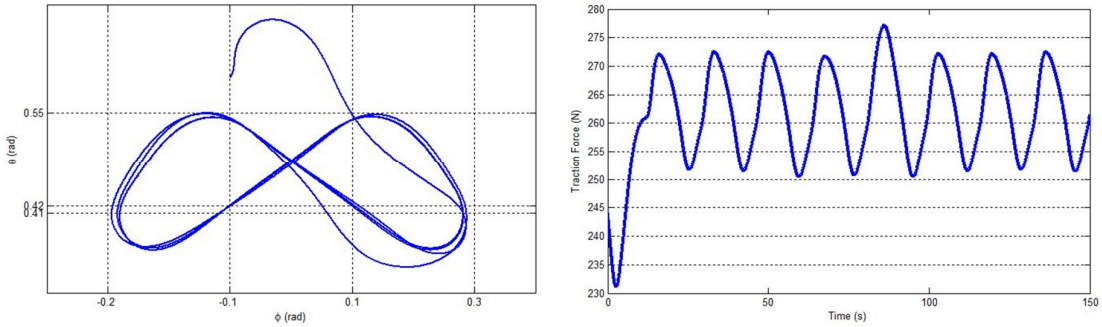
$$|\overrightarrow{W}_{e,r}| = \cos\theta(t)\cos\varphi(t)\,|\overrightarrow{W}_0| \quad (۳۱)$$

مشاهده می‌شود که سرعت خالص باد بر نیروی کشش مؤثر است. در اینجا برای آن که آزمایشی درست برای بررسی تأثیر شکل مسیر هشت-لاتین پرواز بر نیروی کشش داشته باشیم، سرعت و جهت وزش باد ثابت درنظر گرفته شده است. وزش باد در جهت محور e_x^G با سرعت ثابت ۵ متر بر ثانیه فرض کرده‌ایم. نتایج حاصل از شبیه سازی برای تعیین اندازه نیروی کشش ایجاد شده در حین حرکت سیستم در مسیر ایجاد شده توسط نقاط هدف TP_1 در شکل ۱۰ آورده شده است.

در این حالت مقدار میانگین نیروی کشش طناب در فاز کشش برابر با ۲۵۲/۵ می‌باشد. حال نقاط هدف را برای یک مسیر جدید بصورت $TP_2 = \{(0.1,0.55)(0.3,0.42)(0.1,0.41)(-0.1,0.55)(-0.3,0.42)(-0.2,0.41)\}$ تعریف می‌کنیم. مسیر تولید شده توسط این نقاط و نیروی کشش ایجاد شده بر اساس شبیه سازی در شکل ۱۱ نمایش داده شده است.



شکل ۱۰. نمودار نیروی کشش طناب برای مسیر تولید شده توسط نقاط هدف TP_1 و در حضور باد با سرعت ثابت ۵ متر بر ثانیه و جهت وزش منطبق بر e_x^G.



(الف) (ب)

شکل ۱۱. (الف) مسیر حرکت سیستم در صفحه (φ, θ) بر مبنای مسیر مطلوب تولید شده توسط نقاط هدف TP_2. (ب) نمودار نیروی کشش ایجاد شده در طناب در طی ردیابی مسیر تولید شده توسط نقاط هدف TP_2 و در حضور باد با سرعت ثابت ۵ متر بر ثانیه و جهت وزش منطبق بر e_x^G.

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

با مقایسه نیروی کشش ایجاد شده در طناب در طی دو مسیر مذکور، مشاهده می‌شود که اندازه بیشینه نیروی کشش طناب در طی مسیر تولیدی توسط TP_2 اندکی افزایش یافته است و همچنین در مقدار کمینه خود افزایش چشم‌گیری داشته است. این یعنی افزایش میانگین نیروی کشش طناب در مسیر دوم نسبت به مسیر اول که نتیجه آن افزایش توان خروجی سیستم خواهد شد. در این حالت میانگین نیروی کشش در طناب مقداری برابر با ۲۶۳/۵ دارد که در مقایسه با حالت قبل بیشتر از ۴ درصد افزایش یافته است. این مقدار در طی چند سیکل کاری از سیستم می‌تواند توان خروجی سیستم را بصورت قابل توجه افزایش دهد.

در این بخش، تضمن نشان دادن اهمیت بالای تاثیر تنظیم مسیر در تولید انرژی مشخص شد که تنظیم مسیر به بهبود عملکرد سیستم در استخراج نیروی کشش باد کمک می‌کند بدون آن که از روابط ریاضی و محاسباتی پیچیده استفاده کرده شود. لازم به ذکر است، تنظیم مسیر به شکلی که در این مقاله انجام شد در روش دو نقطه‌ای و روش‌هایی که مسیر را بر اساس مدل ریاضی سیستم به دست می‌آورند امکان‌پذیر نیست.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله برای کاهش پیچیدگی و حجم محاسبات کنترل‌کننده، دینامیک پیچیده کایت با دینامیک ساده زاویه بردار سرعت برای مسیر پرواز هشت-لاتین خوابیده در فاز کشش برای اهداف کنترلی جایگزین شد. با بهره‌گیری از دینامیک بدست آمده و روش مد لغزشی پایانه‌ای یک کنترل‌کننده مقاوم در برابر تغییرات باد، پارامترهای جوی، اغتشاش و نامعینی‌های مدل طراحی شد. نتایج شبیه‌سازی توانایی کنترل‌کننده در ردیابی در حضور تغییرات پارامتر جوی و همچنین اغتشاش را نشان داد. در مرجع [۳۱] برای مقاوم سازی سیستم در برابر اغتشاشات اشاره شده از روش‌های شناسایی برای تخمین پارامترهای جوی بصورت آنلاین استفاده شده است که مستلزم پذیرش پیچیدگی‌های مربوط به خود است. در حالی که در روش پیشنهادی در این مقاله، بدون پیچیدگی و یا نیاز به حل معادلات تخمین، تنها با انتخاب مناسب مقدار بیشینه و کمینه سرعت در نظر گرفته شده برای وزش باد، سیستم نسبت به تغییرات پارامترهای جوی مقاوم شده است. همچنین در این روش به تخمین برخط سرعت باد در موقعیت پرواز کایت که امری دشوار است نیاز نیست. علاوه بر این، در روش ارائه شده، برای بالا بردن توانایی طراح در تنظیم مسیر، از شش نقطه هدف بهره برده شده است به‌طوری‌که می‌توان با جایابی مناسب این نقاط هدف و بدون نیاز به تنظیمات پیچیده، مسیر مطلوب را تولید و تنظیم کرد. در انتها، با تنظیم شکل مسیر توانایی سیستم در استخراج نیروی کشش باد افزایش یافته است. در این زمینه به دست آوردن یک مدل ریاضی دقیق از سیستم که درعین‌حال پیچیدگی بالا نداشته باشد یک چالش است و همچنان جزو زمینه‌های تحقیقاتی باز بشمار می‌رود پس در این زمینه استفاده از روش‌های کنترلی که به مدل دقیق سیستم نیازی ندارند می‌تواند چاره‌ساز باشد.

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

٦- مراجع

[1] Archer, Cristina L., and Mark Z. Jacobson. "Evaluation of global wind power." Journal of Geophysical Research: Atmospheres 110.D12 (2005).
[2] Fagiano, Lorenzo, and Mario Milanese. "Airborne wind energy: An overview." American Control Conference (ACC), 2012. IEEE, 2012.
[3] Zgraggen, Aldo U., Lorenzo Fagiano, and Manfred Morari. "Automatic retraction and full-cycle operation for a class of airborne wind energy generators." IEEE Transactions on Control Systems Technology 24.2 (2016): 594-608.
[4] Tapia, Arantxa, et al. "Modeling and control of a wind turbine driven doubly fed induction generator." IEEE Transactions on energy conversion 18.2 (2003): 194-204.
[5] Bayat, Farhad, and Hamidreza Bahmani. "Power regulation and control of wind turbines: LMI-based output feedback approach." International Transactions on Electrical Energy Systems, 2017, In Press, https://doi.org/10.1002/etep.2450.
[6] Kitenergy S.r.l., Turin, Italy, Sep. 2013, available: http://www.kitenergy.net/
[7] Swiss Kite Power, Windisch, Switzerland, Sep. 2013, available: http://www.swisskitepower.ch/
[8] Enerkite GmbH, Berlin, Germany, Sep. 2013, available: http://www.enerkite.de/
[9] Sky Sails GmbH & Co., Hamburg, Germany, Sep. 2013, available: http://www.skysails.info/power/.
[10] Argatov, Ivan, and Risto Silvennoinen. "Structural optimization of the pumping kite wind generator." Structural and Multidisciplinary Optimization 40.1 (2010): 585-595.
[11] Fagiano, Lorenzo, et al. "Automatic crosswind flight of tethered wings for airborne wind energy: Modeling, control design, and experimental results." IEEE Transactions on Control Systems Technology 22.4 (2014): 1433-1447.
[12] Diehl, Moritz, Real-time optimization for large scale nonlinear processes. Dissertation, Ruprecht-Karls-Universität Heidelberg, 2001.
[13] Houska, Boris, and Moritz Diehl. "Optimal control for power generating kites." Control Conference (ECC), 2007 European. IEEE, 2007.
[14] Houska, Boris, and Moritz Diehl. "Robustness and stability optimization of power generating kite systems in a periodic pumping mode." Control Applications (CCA), 2010 IEEE International Conference on. IEEE, 2010.
[15] Canale, Massimo, Lorenzo Fagiano, and Mario Milanese. "Power kites for wind energy generation." IEEE Control Systems Magazine 27.6 (2007): 25-38.
[16] Baayen, Jorn H., and Wubbo J. Ockels. "Tracking control with adaption of kites." IET control theory & applications 6.2 (2012): 182-191.
[17] Jehle, Claudius, and Roland Schmehl. "Applied tracking control for kite power systems." Journal of Guidance, Control, and Dynamics (2014).
[18] Erhard, Michael, and Hans Strauch. "Control of towing kites for seagoing vessels." IEEE Transactions on Control Systems Technology 21.5 (2013): 1629-1640.
[19] Canale, Massimo, Lorenzo Fagiano, and Mario Milanese. "High altitude wind energy generation using controlled power kites." IEEE Transactions on Control Systems Technology18.2 (2010): 279-293.
[20] Fagiano, Lorenzo, Mario Milanese, and Dario Piga. "Optimization of airborne wind energy generators." International Journal of robust and nonlinear control 22.18 (2012): 2055-2083.
[21] Makani Power Inc., Alameda, CA, USA, Sep. 2013, available at http://www.makanipower.com/.
[22] de Groot, S. G. C. Modelling the Dynamics of an Arc-shaped Kite for Control Law Design. Thesis, Aerospace Engineering, TU Delft, 2010.
[23] Breukels, Jeroen, An Engineering Methodology for Kite Design. PhD Thesis, TU Delft, 2011.
[24] Argatov, I., P. Rautakorpi, and R. Silvennoinen. "Estimation of the mechanical energy output of the kite wind generator." Renewable Energy 34.6 (2009): 1525-1532.
[25] Erhard, Michael, and Hans Strauch. "Flight control of tethered kites in autonomous pumping cycles for airborne wind energy." Control Engineering Practice 40 (2015): 13-26.
[26] Loyd, Miles L., "Crosswind kite power," J. Energy, vol. 4, no. 3,pp. 106–111, 1980.
[27] Slotine, Jean-Jacques E., and Weiping Li. Applied nonlinear control. Vol. 199. No. 1. Englewood Cliffs, NJ: Prentice hall, 1991.
[28] Bhat, Sanjay P., and Dennis S. Bernstein. "Finite-time stability of continuous autonomous systems." SIAM Journal on Control and Optimization 38.3 (2000): 751-766.

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]

[29] Zhihong, Man, Andrew P. Paplinski, and Hong Ren Wu. "A robust MIMO terminal sliding mode control scheme for rigid robotic manipulators." IEEE transactions on automatic control39.12 (1994): 2464-2469.
[30] Feng, Yong, Xinghuo Yu, and Zhihong Man. "Non-singular terminal sliding mode control of rigid manipulators." Automatica 38.12 (2002): 2159-2167.
[31] Wood, Tony A., et al. "Model-based identification and control of the velocity vector orientation for autonomous kites." American Control Conference (ACC), 2015. IEEE, 2015.

[Downloaded from journals.sut.ac.ir on 2024-03-29]

[DOR: 20.1001.1.23223146.1396.4.1.5.6]