

طراحی کنترل کننده سطح پویایی تطبیقی برای هلیکوپتر دو روتوره بدون سرنشین در فضای سه بعدی

امیررضا معدلی^(۱) - خوشنام شجاعی^(۲) - افشین اعتصامی^(۳)

(۱) کارشناس ارشد - شرکت نفت و گاز کارون، اهواز، ایران

(۲) استادیار - دانشکده مهندسی برق، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، اصفهان، ایران

(۳) مربی - دانشکده مهندسی برق، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، اصفهان، ایران

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۱۲/۱۶

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۳/۱۴

خلاصه: در این مقاله، مسئله طراحی کنترل سیستم هلیکوپتر دو روتوره بدون سرنشین، در فضای سه بعدی بدون حضور نامعینی بر اساس روش کنترل تطبیقی سطح دینامیکی مورد بررسی قرار گرفته است. روش کنترل تطبیقی سطح دینامیکی مشکل انفجار پیچیدگی موجود در روش کنترل غیرخطی گام به عقب یا روش پسگام را با استفاده از فیلترهای مرتبه اول برطرف می‌کند. در ابتدا معادلات و توابع دینامیکی هلیکوپتر مورد بررسی قرار می‌گیرند. سپس مقایسه تکنیک کنترل سطح پویایی دینامیکی با تکنیک کنترل غیرخطی گام به عقب بررسی می‌گردد و در نهایت سیستم مذکور با هر دو روش کنترل سطح پویایی تطبیقی و کنترل غیرخطی گام به عقب شبیه‌سازی می‌گردد. روش کنترل غیرخطی سطح پویایی دینامیکی تضمین می‌کند که تمامی سیگنال‌های حلقه بسته به صورت مجانبی برای شرایط اولیه پایدار می‌باشند و همچنین با انتخاب پارامترهای طراحی مناسب می‌توان همگرایی خروجی‌های سیستم را به کرانی بسیار کوچک از اطراف صفر تضمین نمود. نتایج شبیه‌سازی ارائه شده، نشان دهنده کارایی شیوه کنترلی مفروض می‌باشند.

کلمات کلیدی: هلیکوپتر، کنترل غیرخطی، کنترل غیرخطی گام به عقب، کنترل سطح پویایی دینامیکی.

Adaptive Dynamic Surface Control Design for Twin Rotor Unmanned Helicopter in Three-Dimensional Space

Amir Reza Moadeli⁽¹⁾ – Khoshnam Shojaee⁽²⁾ – Afshin Etesami⁽³⁾

(1) MSc. - IranKaroon Oil and Gas Company, Ahvaz, Iran
amirrezamoaddeli@yahoo.com

(2) Assistant Professor - Department of Electrical Engineereng, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Esfahan, Iran
khoshnam.shojaee@gmail.com

(3) Instructor - Department of Electrical Engineereng, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Esfahan, Iran
a_etesami@iaun.ac.ir

In this paper, the system control design problem of twin rotors helicopters Unmanned Aerial Vehicles (UAV) in three dimensional space Without uncertainty based on the dynamic adaptive control is studied. the adaptive Dynamic surface control approach complexity explosion problem in non-linear control step back or backstepping method [45] using the First-order filters removed. The first helicopter dynamic equations and functions are examined. Then, the Dynamic surface control techniques by compare non-linear control technique back stepping [45] is checked and the system is simulation by both techniques adaptive Dynamic surface control and nonlinear control back stepping method. The proposed adaptive dynamics surface nonlinear control method approach is able to guarantees that all the signals in the closed-loop system are asymptotically stable for all initial conditions and you can also choose appropriate design parameters of the system output converges to a small neighborhood of origin ensured . Finally, simulation results are presented, showing the effectiveness of control methods are given.

Index Terms: Helicopter, nonlinear control, backstepping nonlinear control, dynamic surface control.

۱- مقدمه

هلیکوپتر وسیله‌ای مفید و بسیار استراتژیک است که توانایی‌ها و مانورهای بالقوه آن بر هیچکس پوشیده نیست. در مقاله [۱] و [۳]، مدل یک هلیکوپتر با پیکربندی استاندارد در شرایط پرواز شناور، با استفاده از قوانین نیوتن توصیف می‌شود. برای حرکت یک مدل هلیکوپتر می‌توان از معادله‌ی اویلر لاگرانژ استفاده کرد [۲] و [۴]. طراحی کنترل کننده با عملکرد سطح بالا برای هلیکوپترهای بدون سرنشین کار ساده‌ای به شمار نمی‌آید، زیرا آنها به طور ذاتی ناپایدار و همچنین جزء سیستم‌های مکانیکی غیرخطی زبرتحریک^۱ می‌باشند. دینامیک هلیکوپترهای بدون سرنشین، به صورت تزویج شده با یکدیگر می‌باشد. از این رو مسئله‌ی طراحی کنترل کننده مناسب برای آنها هنوز کاملاً حل نشده است و یکی از موضوعات چالش برانگیز فعلی است. تعداد درجات آزادی تحت کنترل در آنها بیشتر از ورودی‌های کنترل مستقل می‌باشد. این هلیکوپترها ۶ درجه آزادی دارند و فقط با ۴ ورودی کنترل می‌شوند. در زمینه‌ی کنترل این نوع وسایل پرنده از تکنیک‌های غیرخطی متعددی استفاده شده است [۵، ۶، ۷، ۸، ۹، ۱۰، ۱۱، ۱۲]. به علت دینامیک‌های غیرخطی و نامعینی‌های موجود هر کدام از روش‌های بکارگرفته شده معایب و مزایایی دارند. در اوایل ۱۹۹۰، روشی با نام طراحی بازگشتی، یا پسگام [۹]، برای مشکل ردیابی سیستم‌های غیرخطی در فرم فیدبک اکید ارائه می‌کند [۱۰، ۱۱]. در این روش اغلب تابع لیاپانوفی که به دست می‌آید، پیچیده است که به اصطلاح "مشکل انفجار پیچیدگی" نامیده می‌شود و با مشکل اثبات پایداری مواجه می‌شویم [۱۲]. برای حل این مشکل می‌توانیم آن را با روش‌های کنترلی دیگر ترکیب کنیم.

طراحی کنترل تطبیقی سطح پویا^۲ یک جایگزین مناسب برای روش پس‌گام تطبیقی است، که قادر به حل "مسئله انفجار پیچیدگی" ناشی از تفاوت‌های مکرر، موسوم به سیگنال‌های کنترل متوسط است. تکنیک کنترل سطح دینامیکی^۳ بر خلاف روش گام به عقب که به دلیل مشتق‌های متوالی از کنترل‌کننده‌های مجازی دارای بار محاسباتی سنگین می‌باشد، با استفاده از تعریف فیلتر مرتبه اول با ورودی کنترل کننده مجازی سعی بر ساده نمودن کنترل کننده طراحی شده برای سیستم‌های مذکور نسبت به روش پسگام معمولی دارد. این شیوه کنترل غیرخطی همانند روش گام به عقب دارای n گام می‌باشد [۱۲]. در [۱۳]، این روش برای مقابله با انفجار پیچیدگی آیت‌ها برای مورد غیرتطبیقی معرفی شده است و آن را با نام "کنترل سطح پویا" معرفی می‌کند. روش کنترل گام به عقب برای یک هلیکوپتر بدون سرنشین استاندارد در [۱۵]، مورد بررسی قرار گرفته و در این مقاله هدایت یک هلیکوپتر استاندارد در فضای سه بعدی با تکنیک کنترل سطح پویایی تطبیقی بررسی و شبیه‌سازی می‌گردد.

۲- کنترل کننده گام به عقب

روش کنترلی گام به عقب غالباً برای سیستم‌های ساختار آبخاری خاص به نام "فیدبک مثلثی شکل تحتانی" به فرم معادله (۱)، استفاده

می‌گردد [۱۴]. ولی به دلیل مشتق‌گیری از کنترل کننده‌های مجازی فقط برای سیستم‌های که توابع آنها عضو فضای C^n می‌باشند، مناسب است.

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 + a_1 f_1(x_1) \\ \dot{x}_2 &= x_3 + a_2 f_2(x_1, x_2) \\ &\vdots \\ \dot{x}_{n-1} &= x_n + a_{n-1} f_{n-1}(x_1, \dots, x_{n-1}) \\ \dot{x}_n &= u + a_n f_n(x_1, \dots, x_n) \\ y &= x_1 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

که، $a_i, (i = 1, \dots, n)$ ، پارامترهای ثابت ناشناخته است.

روش پسگام انتگرال یک استراتژی کنترل غیرخطی منحصر به فرد است. بر خلاف استراتژی محبوب کنترل غیرخطی، خطی‌سازی فیدبک، روش پسگام اجازه می‌دهد تا طراحی بیشتر قابل انعطاف شود. طراحی کنترل کننده پسگام با در نظر گرفتن برخی متغیرهای حالت به عنوان گروه کنترل مجازی و استفاده از آنها به عنوان قوانین کنترل میانی در طی هر یک از مراحل کل سیستم است. در واقع، حتی آن را می‌توان به عنوان شرایط غیرخطی اضافی در بهبود عملکرد گذرا از سیستم معرفی کرد [۱۳]. در مقاله [۸] تنظیم کنترل غیرخطی مقاوم به منظور کنترل حرکت عمودی هلیکوپتر استاندارد معرفی گردید.

۳- کنترل کننده سطح پویایی تطبیقی برای هلیکوپتر بدون

سرنشین

روش کنترلی سطوح دینامیکی نیز یکی از شیوه‌های متداول کنترل غیرخطی مانند روش گام به عقب است که غالباً برای سیستم‌های ساختار مثلثی کارایی دارد، ولی بر خلاف روش گام به عقب نیازی به مشتق‌پذیر بودن توابع سیستم ندارد.

در این مقاله، هلیکوپتر بدون سرنشین به عنوان شرط اول در هوا معلق در نظر گرفته شده است. در حالی که پارامترهای که برای این مدل در این مقاله مورد استفاده قرار می‌گیرد از قوانین حرکت نیوتن استخراج شده است. همچنین، فرض می‌کنیم که نیروهای کوچک بدنه یک مقدار پایین‌تر از نیروی لیفت u ، در شرایط شناوری است. همچنین در نظر بگیرید که نیروی گریز از مرکز بین هاب روتور و محور وجود ندارد. با این فرضیات، مدل پویا هلیکوپتر دارای یک ساختار آبخاری خواهد بود. در شبیه‌سازی، نشان خواهیم داد که این فرضیات خللی در اهداف کنترل ایجاد نمی‌کند. مدل کامل سینماتیکی برای هلیکوپتر دو روتوره با توجه به مختصات ساکن توسط معادلات زیر نشان داده شده است [۱۶]:

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{\xi} &= v \\ m\dot{v} &= -uRE_3 + mgE_z \\ \dot{R} &= R\Omega \\ I\dot{\Omega} &= -\Omega \times I\Omega + \Gamma_Q + \gamma \end{aligned} \right. \quad (2)$$

که در آن Γ_Q برای یک هلیکوپتر استاندارد، ضد گشتاور کل به علت مقاومت هوا است. این معادله نشان می‌دهد که دسترسی کنترل گشتاور کامل از طریق ورودی کنترل γ است که در آن u و γ ورودی، و خروجی ξ موقعیت هلیکوپتر است. Γ_Q توسط معادله زیر توصیف شده است.

$$\Gamma_Q = |Q_M| E_3 - |Q_T| E_2 \quad (3)$$

با معرفی معادلات (۹) و (۱۰)، مشتق نسبت به زمان از اولین تابع لیاپانوف به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$\dot{V}_1 = -k_1|S_1|^2 + \frac{1}{m}S_1^T S_2 \quad (11)$$

که S_2 به عنوان یک سیگنال خطا جزئی جدید در سطح دوم معرفی می‌شود. لازم به ذکر است که مشتق نسبت به زمان از تابع لیاپانوف، \dot{V}_1 ، جهت پایداری باید منفی معین باشد. پس سیگنال خطای نسبی S_2 باید به صفر میل کند. همچنین باید توجه داشت که ثابت k_1 و τ_2 بزرگتر از صفر است به منظور اینکه \dot{V}_1 منفی معین باشد.

S_2 یک سیگنال خطا جزئی جدید برای زیر سیستم دوم به صورت زیر تعریف شده است.

$$S_2 = mv - mx_{2d} \quad (12)$$

\bar{x}_3 را طوری انتخاب می‌کنیم که S_2 ، به سمت صفر میل کند. بنابراین

$$\bar{x}_3 = (ux_3E_3) = mgE_z - m\dot{x}_{2d} + k_2S_2 + \frac{1}{m}S_1 + \tau_3\dot{x}_{3d} \quad (13)$$

یک بار دیگر، با عبور از طریق یک فیلتر مرتبه اول، با ثابت زمان τ_3 ، \bar{x}_3 به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\tau_3\dot{\bar{x}}_3 + \bar{x}_3 = \bar{x}_3(0), \bar{x}_3(0) = \bar{x}_3(0) \quad (14)$$

\bar{x}_3 را می‌توان از رابطه بالا بدست آورد. حالا یک تابع لیاپانوف دوم، V_2 ، همراه با خطای قبلی جزئی، S_2 ، برای زیر سیستم دوم تعریف می‌کنیم. باز هم، این تابع لیاپانوف مثبت معین است.

$$V_2 = \frac{1}{2}S_2^T S_2 \quad (15)$$

با تعریف مشتق نسبت به زمان از تابع لیاپانوف دوم و با جایگزین کردن روابط معادلات (۲) داریم:

$$\dot{V}_2 = S_2^T \dot{S}_2 = S_2^T (-uRE_3 + mgE_z - m\dot{x}_{2d}) \quad (16)$$

که در آن \dot{S}_2 و با در نظر گرفتن مشتق نسبت به زمان از معادله (۱۲) به دست آمده است. در این زیر سیستم، سیگنال "کنترل مجازی" uRE_3 را در نظر بگیرید. که یک سیگنال کنترل تثبیت کننده جدید در ارتباط با موقعیت زاویه‌ای هلیکوپتر که در سطح سوم معرفی شده است، پس از آن می‌توان مشتق نسبت به زمان از V_2 را بازنویسی کرد.

$$\dot{V}_2 = -k_2|S_2|^2 - S_2^T S_3 - \frac{1}{m}S_2^T S_1 \quad (17)$$

که در آن S_3 ، به عنوان یک سیگنال خطا جزئی جدید در سطح سوم معرفی می‌شود. یک بار دیگر، مشتق نسبت به زمان از تابع دوم لیاپانوف، \dot{V}_2 ، منفی معین می‌شود پس سیگنال خطا جزئی سوم S_3 ، به صفر میل می‌کند. همچنین باید توجه داشت به منظور اینکه \dot{V}_2 منفی معین شود، ثابت k_2 و τ_3 بزرگتر از صفر باشند.

S_3 یک سیگنال خطا جزئی جدید برای زیر سیستم سوم به صورت زیر تعریف شده است.

$$S_3 = x_3 - x_{3d} \quad (18)$$

که در آن x_3 همان uRE_3 می‌باشد. حال \bar{x}_4 را طوری انتخاب می‌کنیم که S_3 ، به صفر میل کند. بنابراین

$$\bar{x}_4 = [1 - E_3E_3^T](\dot{x}_{3d} - k_3S_3) \quad (19)$$

که در آن Q_T و Q_M ضد گشتاور روتور اصلی و دم می‌باشد. ξ در معادله (۲) در دستگاه مختصات حرکتی^۴ برابر $\xi = [x \ y \ z] \in \mathbb{R}^3$ که نشان دهنده موقعیت هلیکوپتر، v سرعت هلیکوپتر بیان شده در مختصات بدنه ساکن^۵، و برابر $v = [v_x \ v_y \ v_z] \in \mathbb{R}^3$ است. نماد Ω نشان دهنده سرعت زاویه‌ای هلیکوپتر بیان شده در چارچوب غیر ساکن می‌باشد. E_1 و E_2 و E_3 بردارهای یکه واحد در جهت محورهای x و y و z در دستگاه مختصات حرکتی می‌باشند. $m \in \mathbb{R}$ عدد مثبت که نشان دهنده جرم هلیکوپتر می‌باشد. $I \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ماتریس یکه واحد است. g نشاندهنده شتاب گرانش زمین است. \mathcal{R} در معادله (۲) ماتریس انتقال است [۱۶]. اجازه دهید ξ^d در فضای سه بعدی به عنوان مسیر و موقعیت مورد نظر برای هلیکوپتر و ψ^d در فضای \mathbb{R} به عنوان مسیر انحراف مورد نظر تعریف کنیم. فرض بر این خواهد بود که $\xi^d(t)$ و $\psi^d(t)$ هر دو مسیره‌های هموار صاف و نرم هستند، و در نتیجه هر تعداد دلخواه از مشتقات نسبت به زمان نیز خط سیر هموار صاف و نرم خواهد داشت. هدف، پیدا کردن یک قانون کنترل $(u, \Omega_1, \Omega_2, \Omega_3)$ به طوری که ردیابی خطا، ϵ ، برای شرایط اولیه به صورت مجانبی پایدار باشد، که در آن

$$\xi^d: \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R}^3 \quad (4)$$

$$\psi^d: \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R} \quad (4)$$

$$\epsilon = (\xi(t) - \xi^d(t), \psi(t) - \psi^d(t)) \in \mathbb{R}^4 \quad (5)$$

برای زیر سیستم نخستین، خطای نسبی و اولین تابع لیاپانوف به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$S_1 = \xi - \xi^d \quad (6)$$

$$V_1 = \frac{1}{2}S_1^T S_1 = \frac{1}{2}|S_1|^2 \quad (7)$$

تابع لیاپانوف، V_1 ، مثبت معین است زیرا $V_1(0) = 0$ است و $V_1(S_1) > 0$ [۱۷].

از اولین تابع لیاپانوف نسبت به زمان مشتق می‌گیریم که در آن v^d سرعت در مسیر موقعیت مورد نظر است که با مشتق‌گیری از مسیر هموار شناخته شده، $\xi^d(t)$ به دست آمده است. v ، متغیر سرعت که از مشتق ξ به دست می‌آید.

$$\dot{V}_1 = S_1^T \dot{S}_1 = S_1^T (v - v^d) \quad (8)$$

\bar{x}_2 ، به عنوان یک "کنترل مجازی" سیگنال پایدار کننده سرعت، در زیر معرفی می‌گردد.

$$\bar{x}_2 = v^d - k_1S_1 + \tau_2\dot{x}_{2d} \quad (9)$$

با عبور \bar{x}_2 از طریق یک فیلترمرحله اول، با ثابت زمان τ_2 ، \bar{x}_2 ، به صورت زیر به دست می‌آید

$$\tau_2\dot{\bar{x}}_2 + \bar{x}_2 = \bar{x}_2(0), \bar{x}_2(0) = \bar{x}_2(0) \quad (10)$$

\bar{x}_2 را می‌توان از رابطه بالا بدست آورد. در مقایسه با روش پسگام، متوجه می‌شویم که روابط بسیار ساده‌تر شده‌اند. به دلیل استفاده از فیلتر مرتبه اول برای بدست آوردن \bar{x}_2 انفجار پیچیدگی ناشی از مشتقات جزئی که در ارتباط با مدل غیرخطی به وجود می‌آیند، حذف گردیدند.

مثبت باشند تا \dot{V}_3 منفی معین شود. در نهایت، یک تابع لیاپانوف چهارم، V_4 ، تعریف می‌شود.

$$V_4 = \frac{1}{2}|S_4|^2 + \frac{1}{2}|e_2|^2 \quad (۳۳)$$

این تابع مانند تابع قبلی لیاپانوف نیز مثبت معین است. با توجه به مشتق زمانی از تابع لیاپانوف چهارم، معادله (۳۳) می‌شود:

$$\dot{V}_4 = (S_4^T(\dot{S}_4) - e_2(\dot{\psi} - \dot{\psi}_{ref})) \quad (۳۴)$$

با تعریف مشتق زمانی از سیگنال خطا چهارم، S_4 ،

$$\dot{S}_4 = (\dot{u}RE_3 + uR\hat{E}_3\dot{\Omega}) - \dot{x}_{4d} \quad (۳۵)$$

سپس، معادله (۳۴) بازنویسی می‌شود:

$$\dot{V}_4 = (S_4^T(\dot{u}RE_3 + uR\hat{E}_3\dot{\Omega}) - \dot{x}_{4d}) + e_2(\dot{\psi} - \dot{\psi}_{ref}) \quad (۳۶)$$

که در آن کنترل ورودی و \hat{E}_3 ماتریس پاد متقارن به صورت ماتریس 3×3 زیر است:

$$\hat{E}_3 = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (۳۷)$$

برای ساده کردن معادله لیاپانوف، دو معادله زیر تعریف می‌شوند:

$$\dot{\psi} = \dot{\psi}_{ref} - e_1 - k_6 e_2 \quad (۳۸)$$

$$\dot{u}RE_3 + uR\hat{E}_3\dot{\Omega} = \dot{x}_{4d} - k_5 S_4 - S_3 \quad (۳۹)$$

جایگزینی معادلات (۳۸) و (۳۹) در معادله (۳۶)، مشتق معادله چهارم لیاپانوف می‌شود

$$\dot{V}_4 = -S_4^T S_3 - k_5 |S_4|^2 - k_6 |e_2|^2 - e_2 e_1 \quad (۴۰)$$

ثابت های مرتبط با معادله (۴۰)، شبیه به ثابت قبلی در معادلات لیاپانوف، باید مثبت باشد. با توجه به عدم حضور Ω_3 در طراحی کنترل ورودی، آن را از مشتق دوم η به دست می‌آوریم. اولین مشتق η می‌شود:

$$\dot{\eta} = W_\eta^{-1} \Omega \quad (۴۱)$$

$$\eta = \frac{1}{\cos\theta} \begin{bmatrix} 0 & \sin\phi & \cos\phi \\ 0 & \cos\theta\cos\phi & -\cos\theta\sin\phi \\ \cos\theta & \sin\theta\sin\phi & \sin\theta\cos\phi \end{bmatrix} \Omega \quad (۴۲)$$

که ماتریس W_η یک ماتریس 3×3 که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$W_\eta = \begin{bmatrix} -\sin\theta & 0 & 1 \\ \cos\theta\sin\phi & \cos\phi & 0 \\ \cos\theta\cos\phi & -\sin\phi & 0 \end{bmatrix} \quad (۴۳)$$

سپس با توجه به مشتق دوم η به صورت زیر

$$\ddot{\eta} = -W_\eta^{-1} \dot{W}_\eta W_\eta^{-1} \Omega + W_\eta^{-1} \dot{\Omega} \quad (۴۴)$$

با به دست آوردن مشتق دوم از انحراف، معادله زیر حاصل می‌شود.

$$\ddot{\psi} = -E_1^T W_\eta^{-1} \dot{W}_\eta W_\eta^{-1} \Omega - \frac{\sin\phi}{\cos\theta} \dot{\Omega}_2 + \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \dot{\Omega}_3 \quad (۴۵)$$

حالا معادلات برای قوانین کنترل را می‌توان به صورت زیر بدست آورد.

$$u = E_3^T R^T (\dot{x}_{3d} + k_3 S_3) \quad (۴۶)$$

$$\dot{\Omega}_1 = -\frac{E_2^T R^T}{u} (\dot{x}_{4d} - \dot{u}\Omega_1 + k_5 S_4) \quad (۴۷)$$

$$\dot{\Omega}_2 = \frac{E_1^T R^T}{u} (\dot{x}_{4d} - \dot{u}\Omega_2 + k_5 S_4) \quad (۴۸)$$

$$\dot{\Omega}_3 = \frac{\cos\theta}{\cos\phi} \dot{\psi}_{ref} - e_1 - k_6 e_2 + E_1^T W_\eta^{-1} \dot{W}_\eta W_\eta^{-1} \Omega - \frac{\sin\phi}{\cos\theta} \dot{\Omega}_2 \quad (۴۹)$$

یک بار دیگر، با عبور از طریق یک فیلتر مرتبه اول، با ثابت زمان T_4 ، \bar{x}_{4d} به صورت زیر به دست می‌آید.

$$T_4 \dot{\bar{x}}_{4d} + \bar{x}_{4d} = \bar{x}_4, \bar{x}_{4d}(0) = \bar{x}_4(0) \quad (۲۰)$$

از رابطه بالا به دست می‌آید. در ادامه روش کنترل سطح پویایی تطبیقی یک تابع لیاپانوف سوم، V_3 ، همراه با خطای نسبی قبلی S_3 ، که در زیر سیستم سوم معرفی شود، به همراه یک خطای جزئی جدید e_1 ، که این خطا جزئی، تحت الشعاع منحرف شدن از مسیر مطلوب است، نیز معرفی می‌شود.

$$V_3 = \frac{1}{2}|S_3|^2 + \frac{1}{2}|e_1|^2 \quad (۲۱)$$

$$e_1 = (\psi - \psi^d) \quad (۲۲)$$

از تابع لیاپانوف سوم نسبت به زمان مشتق گرفته و به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$\dot{V}_3 = S_3^T \dot{S}_3 + e_1(\dot{\psi} - \dot{\psi}^d) \quad (۲۳)$$

که مشتق نسبت به زمان از سومین خطای جزئی، به صورت زیر داده شده است.

$$\dot{S}_3 = \dot{u}RE_3 + uR\hat{E}_3\dot{\Omega} - \dot{x}_{3d} \quad (۲۴)$$

سپس، توسط معادلات (۲) و با جایگزین کردن روابط (۲۴)، \dot{V}_3 به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\dot{V}_3 = S_3^T (\dot{u}RE_3 + uR\hat{\Omega}E_3 - \dot{x}_{3d}) + e_1(\dot{\psi} - \dot{\psi}^d) \quad (۲۵)$$

$$\dot{V}_3 = S_3^T \left(R \begin{bmatrix} U\Omega_2 \\ -U\Omega_1 \\ \dot{u} \end{bmatrix} - \dot{x}_{3d} \right) + e_1(\dot{\psi} - \dot{\psi}^d) \quad (۲۶)$$

S_4 یک سیگنال خطا جزئی جدید برای زیر سیستم چهارم به صورت زیر تعریف شده است:

$$S_4 = x_4 - x_{4d} \quad (۲۷)$$

که x_4 همان $uRE_3\dot{\Omega}$ می‌باشد.

در این مرحله، سیگنال "کنترل مجازی" $\begin{bmatrix} U\Omega_2 \\ -U\Omega_1 \\ 0 \end{bmatrix}$ در نظر بگیرد. یک سیگنال کنترل تثبیت شده و خطاهای جزئی جدید با توجه به معادله (۲۶)، تعریف و بازنویسی می‌شود. نخست، سیگنال مرجع در ارتباط با سرعت زاویه‌ای در مختصات بدنه ثابت تعریف خواهد شد.

$$x_{4d} = \begin{bmatrix} u\Omega_2 \\ -u\Omega_1 \\ 0 \end{bmatrix}_d = [1 - E_3 E_3^T] (\dot{x}_{3d} - k_3 S_3) \quad (۲۸)$$

با معرفی معادلات (۲۸) و (۲۷)، مشتق نسبت به زمان از V_3 می‌شود:

$$\dot{V}_3 = -k_3 |S_3|^2 + S_3^T S_4 + e_1(\dot{\psi} - \dot{\psi}^d) \quad (۲۹)$$

مشابه به مراحل قبلی، با در نظر گرفتن سیگنال مرجع دیگر و یک سیگنال خطا در ارتباط با سرعت انحراف:

$$\dot{\psi}_{ref} = \dot{\psi}^d - k_4 e_1 \quad (۳۰)$$

$$e_2 = \dot{\psi} - \dot{\psi}_{ref} \quad (۳۱)$$

مشتق زمان از V_3 را می‌توان دوباره بازنویسی کرد:

$$\dot{V}_3 = -k_3 |S_3|^2 + S_3^T S_4 + e_1 e_2 - k_4 |e_1|^2 \quad (۳۲)$$

با تجزیه و تحلیل معادله (۳۲)، وقتی که دو سیگنال خطای، S_4 و e_2 ، به صفر میل کنند، \dot{V}_3 منفی معین است. دو ثابت، k_3 و k_4 ، باید

مقادیر ثابت استفاده شده برای شبیه‌سازی برابر است با:

$$g = 9.8 \frac{m}{s^2}, m = 9.6 \text{ kg}, l_m = 0.27 \text{ m}, l_T = 1.2, \\ Q_m = 0.002, Q_T = 0.0002$$

در حالی که معادلات (۵۴) و (۵۵) گام و جهت‌گیری رول را شامل می‌شوند، باید توجه داشت که مسیری که در آن نیروی انتقالی اصل، u ، اعمال خواهد شد جهت را تعیین می‌کند. همانطور که از شکل یک دیده می‌شود مسیر ردیابی شده در حالت بدون حضور نامعینی در سیستم به طور کامل توسط تکنیک کنترل سطح پویای تطبیقی ردیابی می‌شود و کاملاً سیستم در حالت پایدار قرار دارد. در شکل دو و سه با استفاده از دو تکنیک کنترلی گام به عقب و کنترل سطح پویای تطبیقی موقعیت هلیکوپتر و موقعیت زاویه‌ای در طی مسیر طراحی شده مطلوب شبیه‌سازی گردید که با توجه به شکل با استفاده از تکنیک کنترل گام به عقب مشخص شد که سیستم سریعتر از کنترل سطح پویای تطبیقی به حالت پایدار خود می‌رسد. موقعیت زاویه‌ای هلیکوپتر نیز با استفاده از تکنیک کنترل گام به عقب به صورت مطلوبتری نسبت به کنترل کننده سطح پویای تطبیقی به مقادیر مطلوب خود می‌رسد. تخمین چهار سیگنال کنترلی، $(u, \Omega_1, \Omega_2, \Omega_3)$ ، در شکل (۴) تا (۷) برای هر دو تکنیک گام به عقب و کنترل سطح پویای تطبیقی نشان داده شده است. شکل (۴) تخمین سیگنال کنترلی، Ω_1, Ω_2 و Ω_3 مربوط به تکنیک کنترل گام به عقب و شکل (۵) تخمین سیگنال کنترلی، Ω_1, Ω_2 و Ω_3 مربوط به کنترل سطح پویای تطبیقی می‌باشد. شکل (۶) سیگنال کنترلی u با تکنیک کنترل گام به عقب را نشان می‌دهد و شکل (۷) سیگنال کنترلی u با تکنیک کنترل سطح پویای تطبیقی نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که مقادیر سیگنال‌های کنترلی قابل قبول می‌باشد. سیگنال‌های کنترلی، u ، با نیروهای انتقال همراه است. سیگنال‌های کنترلی، Ω_1, Ω_2 و Ω_3 ، با گشتاور اعمال شده به بدنه در ارتباط است. بنابراین، با این تکنیک، کنترل کننده مناسب برای یک هلیکوپتر استاندارد طراحی و ایجاد شده است. لازم به ذکر است که کنترل کننده تولید شده با استفاده از روش پس‌گام و روش کنترل سطح پویای تطبیقی مستلزم فیدبک تمام حالت است. به عبارت دیگر، کنترل کننده به منظور استخراج چهار سیگنال کنترلی، $(\xi, \zeta, \eta, \dot{\eta})$ نیاز به حالات، $(u, \Omega_1, \Omega_2, \Omega_3)$ ، برای اندازه‌گیری دارد بنابراین باید قابل دسترس باشند. در حالی که ممکن است برای اندازه‌گیری چهار حالت ذکر شده در بالا، که اغلب انجام این کار بسیار دشوار است، به دلیل این واقعیت، بسیاری از سنسورهای گران قیمت به منظور اندازه‌گیری برخی از حالتها مورد نیاز است. هنگامی که فیدبک تمام حالت در دسترس نباشد، یک مشاهدگر دینامیکی، بر اساس کنترل ورودی و خروجی، به منظور برآوردن مقادیری از حالتها که در دسترس نیستند، می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد.

در زیر، یک تابع لیپانوف نهایی، که از مجموعه‌ی چهار تابع لیپانوف بدست می‌آید، تعریف می‌شود. این تابع لیپانوف مثبت معین است. مشتق نسبت به زمان آن منفی معین است. سپس با کمک قضیه لیپانوف [۱۸]، قانون کنترل، پایدار مجانبی برای شرایط اولیه است. یک شرط اولیه در بخش شبیه‌سازی معرفی شده است و بر اساس آن نتایج شبیه‌سازی شده نشان داده شده است.

$$V = V_1 + V_2 + V_3 + V_4 \quad (50)$$

$$\dot{V} = -k_1|S_1|^2 - k_2|S_2|^2 - k_3|S_3|^2 - k_4|e_1|^2 - k_5|S_4|^2 - k_6|e_2|^2 \quad (51)$$

با استفاده از لم باربالات می‌توان نشان داد که $\dot{V} \rightarrow 0$ as $t \rightarrow \infty$ بنابراین $S_i, e_i \rightarrow 0$ as $t \rightarrow \infty$ می‌توان به طور مستقیم تایید کرد که \dot{V} برای همه ثابتها منفی معین است،

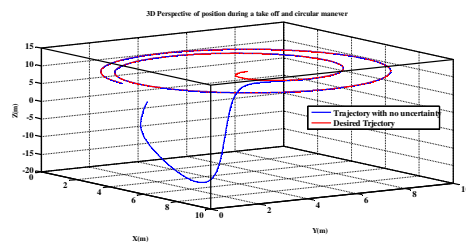
$$k_i > 0, 1 \leq i \leq 6$$

۴- شبیه‌سازی

نتایج شبیه‌سازی‌های زیر که در سیمولینک با استفاده از نرم‌افزار متلب به دست آمد، در شکل (۱) - (۷) نشان داده شده است. کنترل کننده، اگر چه از یک مدل ساده شده از هلیکوپتر گرفته شده، می‌تواند در مدل‌های کامل نیز به کار گرفته شود. موقعیت مورد نظر اولیه و همچنین موقعیت مورد نظر نهایی، با توجه به مختصات حرکتی، به صورت زیر تعریف شده است. مسیر طراحی شده مطلوب برای هلیکوپتر بدون سرنشین در حالت پرواز عبارتست از:

$$(x_d, y_d, z_d) = (5 + 5(1 - e^{-0.01t}) \sin(0.025t), 5 + 5(1 - e^{-0.01t}) \cos(0.025t), 10) \quad (52)$$

که مقادیر اولیه بر حسب متر عبارتست از $(5, 5, 10)$ که مسیر مطلوب در شکل (۱) نشان داده شده است.



شکل (۱): مسیر سه بعدی طراحی شده مطلوب برای پرواز به همراه مسیر ردیابی شده با تکنیک کنترل سطح پویای تطبیقی

Fig. (1): 3D perspective of position during a take-off and circular maneuver with no uncertainty, with adaptive dynamic surface control technique.

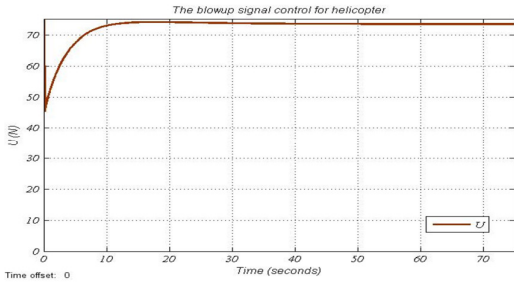
و مقادیر اولیه موقعیت هلیکوپتر بدون سرنشین در حالت سکون عبارتند از:

$$\xi_0 = [2, 3, 0]^T \quad (53)$$

جهت‌گیری مورد نظر اولیه و همچنین جهت‌گیری نهایی هلیکوپتر با توجه به مختصات ساکن

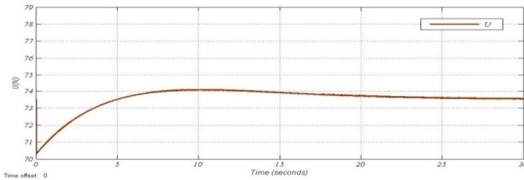
$$\eta_0 = [0^\circ, 0^\circ, 0^\circ]^T \quad (54)$$

$$\eta_d = [50^\circ, 0^\circ, 0^\circ]^T \quad (55)$$



شکل (۶): سیگنال کنترلی u با استفاده از تکنیک کنترل سطح پویایی تطبیقی برای هلیکوپتر بدون سرنشین.

Fig. (6): The control signal, u , with adaptive dynamic surface control technique for UAV.

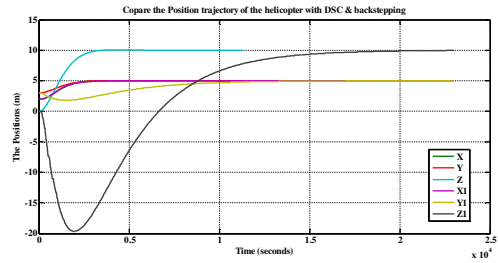


شکل (۷): سیگنال کنترلی u با استفاده از تکنیک گنتری گام به عقب برای هلیکوپتر بدون سرنشین.

Fig. (۷): The control signal, u , with backstepping control technique for UAV.

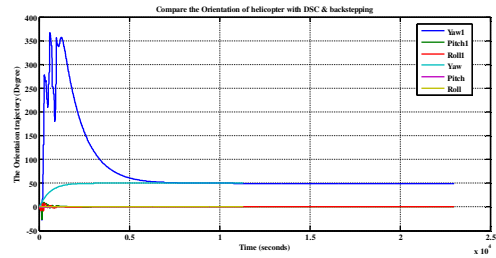
۵- نتیجه گیری

در این مقاله، یک الگوریتم و تکنیک کنترل کننده‌ی غیرخطی بنام کنترل پسگام تطبیقی ساده (کنترل تطبیقی سطح پویا) جهت کنترل یک هلیکوپتر بدون سرنشین استاندارد در شرایطی که در فضا معلق است، معرفی شد و تا حدود زیادی محاسبات مورد نیاز ساده‌تر شده است. علاوه بر این، به طور خاص، n فیلتر مرتبه اول جهت حذف مشتقات مکرر در روش پسگام مورد نیاز است. نتایج پایداری مجانبی به صورت کلی با استفاده از توابع لیاپانوف به دست آمده است. مشاهده می‌شود که موقعیت و جهت‌گیری هلیکوپتر در واقع به موقعیت و جهت مطلوب همگرا می‌شود. بیشتر به طور خاص، موقعیت x ، y و z همه، همگرا به مقادیر مورد نظر $\eta_d = [5, 5, 10]^T$ شد. در حالی که جهت‌گیری انحراف، ψ ، همگرا به مقدار مورد نظر $\psi_d = 50^\circ$ می‌گردد. در طول شبیه‌سازی رول (θ) و جهت گام (ϕ)، با تجربه یک اختلال کوچک و محسوس، اما در جهت‌گیری اصلی خود پایدار خواهند بود. لازم به ذکر است که سیستم کنترل کننده به دلیل استفاده از توابع لیاپانوف در طول فرایند طراحی پایدار است. با مقایسه دو روش کنترل غیرخطی گام به عقب و کنترل سطح پویایی تطبیقی برای یک هلیکوپتر دو روتوره بدون سرنشین بدون حضور نامعینی در سیستم مشخص گردید که از نظر پایداری هر دو روش موفقیت‌آمیز بودند اما از نظر سرعت عملکرد سیستم کنترل با گام به عقب سریعتر از سیستم کنترل سطح پویایی تطبیقی عمل کرد.



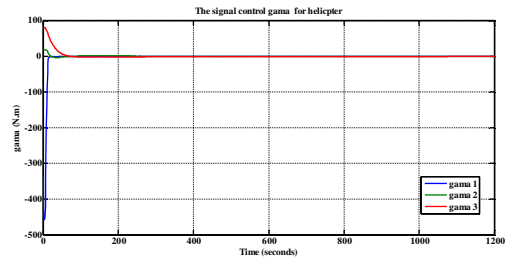
شکل (۲): موقعیت هلیکوپتر در طی مسیر پرواز با تکنیک گام به عقب (X, Y, Z) و کنترل سطح پویایی تطبیقی (x_1, y_1, z_1).

Fig. (2): Helicopter position versus time during take-off with backstepping (x, y, z) and adaptive dynamic surface control technique (x_1, y_1, z_1).



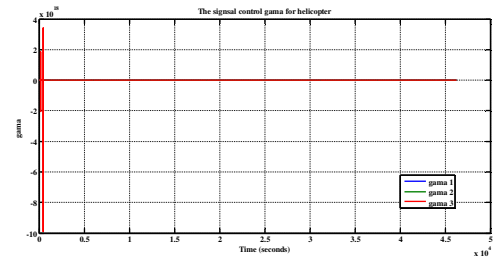
شکل (۳): موقعیت زاویه ای هلیکوپتر در طی مسیر پرواز با دو تکنیک گام به عقب ($yaw, pitch, roll$) و کنترل سطح پویایی تطبیقی ($yaw_1, pitch_1, roll_1$)

Fig. (3): The orientation trajectory for the helicopter during a take-off with backstepping ($yaw, pitch, roll$) and adaptive dynamic surface control technique ($yaw_1, pitch_1, roll_1$).



شکل (۴): تخمین سیگنالهای کنترلی، Ω_1 ، Ω_2 و Ω_3 ، با تکنیک کنترل گام به عقب.

Fig. (4): The estimation control signals, Ω_1 ، Ω_2 and Ω_3 ، with backstepping technique.



شکل (۵): تخمین سه سیگنال کنترلی، Ω_1 ، Ω_2 و Ω_3 ، با تکنیک کنترل سطح پویایی تطبیقی.

Fig. (5): The estimation control signals, Ω_1 ، Ω_2 and Ω_3 ، with with adaptive dynamic surface control technique.

- 4- Inertial Frame
- 5- Fixed Body Frame
- 6- Full-state feedback

پی‌نوشت:

- 1- Underactuated
- 2- Adaptive Dynamic Surface Control(ADSC)
- 3- Dynamic Surface Control(DSC)

References

- [1] L. Wang, "A course in fuzzy systems and control", 6th Edition, KNTU Publications, Tehran, 2010 (In Persian: Translated by M. Teshnehlab et al.).
- [2] A. Khaki-Sedigh, "Design and analysis of multivariable control systems", First Edition, KNTU Publications, Tehran, 2011 (In Persian).
- [3] Y. AlYounes, M.A. Jarrah, "Attitude stabilization of Quadrotor UAV using backstepping fuzzy logic & backstepping least-meansquare controllers", Proceeding of the IEEE/ISMA, Amman, Jordan, pp. 27- 29, May 2008.
- [4] B. Aloliwi, H.K. Khalil, "Robust adaptive output feedback control of nonlinear systems without persistence of excitation", Automatica, Vol. 33, No.11, pp. 2025-2032, Nov. 1997.
- [5] J.S. Brinker, K.A. Wise, "Stability and flying qualities robustness of a dynamic inversion aircraft control law", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 19, No. 6, pp. 1270-1277, 1996.
- [6] E. Frazzoli, M.A. Dahleh, E. Feron, "Trajectory tracking control design for autonomous helicopters using a backstepping algorithm", Proceeding of the IEEE/ACC, Vol. 6, pp. 4102- 4107, Cambridge, MA, USA, 2000.
- [7] Al. Hiddabi, S.A. N.H. McClamroch, "Aggressive longitudinal aircraft trajectory tracking using nonlinear control", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 25, No.1, pp. 26-32, 2002.
- [8] A. Isidori, L. Marconi, A. Serrani, "Robust nonlinear motion control of a helicopter", IEEE Trans. on Automatic Control, Vol. 48, No. 3, pp. 413-426, 2003.
- [9] M. Krstic, I. Kanellakopoulos, P.V. Kokotovic, "Nonlinear and adaptive control design", John Wiley and Sons, NY, 1995.
- [10] T. Madani, A. Benallegue, "Control of a quadrotor mini-helicopter via full state backstepping technique", Proceeding of the IEEE/CDC, pp. 1515-1520, San Diego, CA, Dec. 2006.
- [11] S. Ochi, H. Takano, Y. Baba, "Flight trajectory tracking system applied to inverse control for aerobatic maneuvers", Inverse Problems in Engineering Mechanics, Elsevier Science Ltd., pp. 337-344, 2002.
- [12] D. Swaroop, J.K. Hedrick, P.P. Yip, J.C. Gerdes, "Dynamic surface control for a class of nonlinear systems," IEEE Trans. on Automatic Control, Vol. 45, No. 10, pp. 1893-1899, 2000.
- [13] S. Swaroop, J.K. Hedrick, P.P. Yip, "Adaptive dynamic surface control: a simplified algorithm for adaptive backstepping control of nonlinear systems", Int. J. Control, Vol. 71, No. 5. pp. 959-979, 1998.
- [14] S. Tong, Y. Li, Y. Xu, "Adaptive fuzzy fault-tolerant output feedback control of uncertain nonlinear systems with actuator fault based on dynamic surface technique", Journal of the Franklin Institute, Vol. 35, pp. 1-17, 2013.
- [15] L. Yitao, W. Spong, "An integrator backstepping controller for a standard helicopter", MSc. Thesis, Electrical and Computer Engineering Department, University of Illinois at Urbana-Champaign, 2010.
- [16] P. Castillo, R. Lozano, Alejandro E. Dzul, "Modelling and control of mini-flying machines", Springer-Verlag, London, 2005.
- [17] H.K Khalil, "Nonlinear systems", Upper Saddle River, Prentice-Hall Inc., NJ, 2002

