



یک روش نوین کنترل مد لغزشی مبتنی بر تابع سینوسی برای کاهش لرزش در ردیابی زاویه پیچش هواپیمای F-18

محمد بهرام زاده^{۱*}، سید عبدالرضا عسکری^۲

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد هوافضا- دینامیک پرواز و کنترل، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه اصفهان

mohammadbahramzadeh249@gmail.com

۲- دکترای هوافضا- دینامیک پرواز و کنترل، مرکز تحقیقات هوانوردی دانشگاه اصفهان

rz.askari.co@gmail.com

چکیده:

این پژوهش به طراحی، شبیه سازی و مقایسه عملکرد کنترل کننده های مد لغزشی خطی و انتگرالی جهت ردیابی زاویه و نرخ پیچش در مدل دینامیک طولی هواپیمای جنگنده F-18 می پردازد. کنترل مد لغزشی به عنوان یک روش کنترل غیرخطی مقاوم، به دلیل عدم حساسیت به عدم قطعیت ها و اغتشاشات، گزینه ای مناسب برای کنترل پرواز در رژیم های پروازی چالش برانگیز است. با این حال، پدیده نامطلوب لرزش، یکی از موانع اصلی پیاده سازی عملی آن است. در این راستا، ابتدا عملکرد کنترل کننده مد لغزشی کلاسیک با تابع علامت و سپس با تابع اشباع برای کاهش لرزش ارزیابی می شود. در ادامه، برای حذف خطای حالت ماندگار ناشی از تابع اشباع، از کنترل مد لغزشی انتگرالی استفاده می گردد. به عنوان یک نوآوری، یک قانون کلیدزنی جدید مبتنی بر تابع سینوسی در لایه مرزی پیشنهاد می شود تا مصالحه ای بهینه میان حذف لرزش و کاهش خطای حالت ماندگار ایجاد کند. نتایج شبیه سازی نشان می دهد که کنترل کننده انتگرالی با حذف کامل خطای ماندگار و ارائه پاسخی نرم، بهترین عملکرد ردیابی را دارد و روش پیشنهادی سینوسی نیز با کاهش حدوداً ۵۰ درصدی خطای ماندگار نسبت به تابع اشباع و حفظ پایداری، عملکردی رقابتی و مطلوب ارائه می دهد.

کلمات کلیدی: کنترل مد لغزشی، هواپیمای F-18، ردیابی زاویه پیچش، لرزش، کنترل مقاوم، تابع سینوسی

۱. مقدمه

کنترل مد لغزشی به عنوان یکی از قدرتمندترین روش های کنترل غیرخطی، به دلیل مقاومت بالا در برابر عدم قطعیت های پارامتری و اغتشاشات خارجی، جایگاه ویژه ای در کاربردهای هوافضایی پیدا کرده است [۱، ۲]. این روش کنترلی قادر است پایداری و عملکرد مطلوب سامانه را حتی در شرایطی که مدل دینامیکی سامانه با عدم قطعیت های زیادی همراه است، تضمین کند [۳]. در حوزه کنترل پرواز، کنترل مد لغزشی برای اهداف مختلفی از جمله پایداری، کنترل وضعیت و ردیابی مسیر به کار گرفته شده است. برای مثال، در [۴] یک کنترل کننده مد لغزشی مقاوم برای هواپیمای



جنگنده در حضور خرابی عملگرها طراحی شده و در [۵] از این روش برای کنترل دقیق نرخ زاویه پیچش استفاده شده است. پژوهش‌های متعددی نیز به طور خاص بر روی کنترل هواپیمای F-18 با استفاده از کنترل مد لغزشی تمرکز کرده‌اند که نشان‌دهنده کارایی این روش برای سامانه‌های پیچیده و غیرخطی است [۶].

با وجود مزایای ذکر شده، چالش اصلی در پیاده‌سازی عملی کنترل‌کننده مد لغزشی کلاسیک، پدیده نامطلوب لرزش است [۷]. این پدیده که ناشی از کلیدزنی با فرکانس بالا در سیگنال کنترل است، می‌تواند باعث فرسودگی عملگرها، کاهش دقت و تحریک دینامیک‌های مدل‌سازی نشده سامانه شود. برای مقابله با این مشکل، راهکارهای متعددی ارائه شده است. رایج‌ترین رویکرد، استفاده از یک لایه مرزی پیوسته در اطراف سطح لغزش و جایگزینی تابع علامت با تابعی مانند تابع اشباع است [۱]. اگرچه این روش لرزش را به طور مؤثری کاهش می‌دهد، اما منجر به بروز خطای حالت ماندگار می‌شود و دقت سامانه را فدای نرمی سیگنال کنترل می‌کند.

برای حل همزمان مشکل لرزش و خطای حالت ماندگار، روش‌های پیشرفته‌تری توسعه یافته‌اند. کنترل مد لغزشی انتگرالی با افزودن یک جمله انتگرالی به سطح لغزش، خطای حالت ماندگار را حذف می‌کند، اما ممکن است پاسخ‌گذاری سامانه را کندتر نماید [۸]. روش‌های دیگری مانند مد لغزشی مرتبه بالاتر با اعمال سیگنال کلیدزنی بر روی مشتقات بالاتر ورودی، سیگنال کنترل نهایی را پیوسته کرده و لرزش را به طور کامل حذف می‌کنند [۹]. همچنین، بهبود قانون رسیدن نیز یکی دیگر از راهکارهای مؤثر برای کاهش لرزش و افزایش سرعت همگرایی است [۱۰].

در سال‌های اخیر، ترکیب کنترل مد لغزشی با روش‌های هوشمند و تطبیقی نیز توجه زیادی را به خود جلب کرده است. کنترل‌کننده‌های مد لغزشی فازی تطبیقی از سامانه‌های فازی برای تخمین برخط عدم قطعیت‌ها و تنظیم بهره کنترل‌کننده استفاده می‌کنند که به کاهش دامنه کلیدزنی و در نتیجه کاهش لرزش منجر می‌شود [۱۱، ۱۲]. استفاده از تخمین‌گر اغتشاش نیز راهکار قدرتمند دیگری است که با جبران‌سازی اثر اغتشاشات، نیاز به بهره کلیدزنی بالا را از بین می‌برد [۱۳]. علاوه بر این، رویکردهای نوینی مانند استفاده از حسابان مرتبه کسری در طراحی سطح لغزش نیز برای بهبود عملکرد و انعطاف‌پذیری کنترل‌کننده پیشنهاد شده است [۱۴].

با بررسی فعالیت‌های انجام شده، مشخص می‌شود که یک مصالحه اساسی میان سادگی طراحی، دقت ردیابی، سرعت پاسخ و میزان حذف لرزش وجود دارد. در این پژوهش، ما با هدف دستیابی به یک مصالحه بهینه، یک تابع کلیدزنی جدید مبتنی بر تابع سینوسی را در لایه مرزی پیشنهاد می‌کنیم. هدف از این نوآوری، کاهش خطای ماندگار نسبت به روش تابع اشباع و در عین حال حفظ سادگی پیاده‌سازی و پاسخ سریع‌تر نسبت به روش‌های پیچیده‌تر مانند کنترل انتگرالی و مرتبه بالاتر است.

۲. تئوری کنترل مد لغزشی

در ادامه به تئوری کنترل مد لغزشی در حالت‌های مختلف طراحی پرداخته شده است [۱].

۲.۱. کنترل مد لغزشی با تابع علامت

سامانه مرتبه دوم زیر را در نظر بگیرید.

$$\ddot{x} = f(X) + b(X)u \quad (1)$$



که در آن $\dot{x}$ مشتق دوم متغیر حالت اول در $X = [x, \dot{x}, \dots]$ بخش دینامیک غیرخطی سامانه، $b(X)$ ضریب ورودی سامانه و u ورودی کنترلی است. با داشتن کران عدم قطعیتها بر روی $f(X)$ و $b(X)$ می توان قانون کنترل u را طراحی نمود که شرط لغزش زیر را برآورده سازد.

$$\frac{1}{2} \frac{d}{dt} s^2 \leq -\eta |s| \quad (2)$$

که در آن s سطح لغزش و η یک عدد مثبت و نرخ همگرایی سامانه به سطح لغزش است. فرض می شود خطای تخمین f با یک تابع معلوم $F = F(x, \dot{x})$ به صورت $|\hat{f} - f| \leq F$ محدود شده است. برای اینکه سامانه بتواند ردیابی را انجام دهد، سطح لغزشی $s=0$ به شکل زیر تعریف می شود.

$$s = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right) e = \dot{e} + \lambda e \quad (3)$$

که در آن e خطای ردیابی و λ یک پارامتر مثبت مربوط به همگرایی است. بدین ترتیب $\dot{s}$ به شکل زیر تعریف می شود.

$$\dot{s} = \ddot{e} - \ddot{x}_d + \lambda \dot{e} \quad (4)$$

که در آن $\ddot{x}_d$ مرجعی است که سامانه باید آن را ردیابی کند. با در نظر گرفتن $\dot{s} = 0$ و $b(X) = 1$ بخش معادل قانون کنترل که سعی در حفظ و لغزش سامانه بر روی سطح لغزش دارد، به شکل زیر محاسبه می شود.

$$\hat{u} = -\hat{f} + \ddot{x}_d - \lambda \dot{e} \quad (5)$$

که در آن $\hat{u}$ کنترل معادل و $\hat{f}$ تخمین یا مقدار نامی دینامیک غیرخطی سامانه است. فرض می شود $b(X)$ تابعی نامعلوم است اما حدود آن مشخص بوده و تابعی از زمان یا حالت است. بدین صورت که:

$$b_{min} \leq b \leq b_{max} \quad (6)$$

که در آن b_{min} و b_{max} به ترتیب کران پایینی و بالایی b را نشان می دهند. چون b در دینامیک سامانه ها در ورودی ضرب می شود، تخمین $\hat{b}$ به صورت میانگین هندسی حدود و به شکل زیر تعریف می شود.

$$\hat{b} = (b_{min} b_{max})^{\frac{1}{2}} \quad (7)$$

که در آن $\hat{b}$ تخمین مقدار ضریب ورودی سامانه است. آنگاه حدود ضریب ورودی را می توان به شکل زیر نوشت.

$$\beta^{-1} \leq \frac{\hat{b}}{b} \leq \beta \quad (8)$$

که در آن β حاشیه بهره طراحی است و از رابطه زیر محاسبه می شود.

$$\beta = (b_{max} / b_{min})^{\frac{1}{2}} \quad (9)$$



از آنجایی که طراحی قانون کنترل به گونه ای انجام می شود که نسبت به عدم قطعیت ضرب شده در ورودی سامانه مقاوم باشد، β حاشیه بهره طراحی نامیده می شود. بدین ترتیب قانون کنترل به صورت زیر در نظر گرفته می شود.

$$u = \hat{b}^{-1}[\hat{u} - ksgn(s)] \quad (10)$$

که بخش $ksgn(s)$ مربوط به کنترل کلیدزنی است که در آن k ضریب کلیدزنی و sgn نماد تابع علامت است و وظیفه دارد سامانه را به سطح لغزش برساند. ضریب کلیدزنی k بر اساس برآورده ساختن شرط لغزش، به شکل زیر مشخص می شود.

$$k \geq \beta(F + \eta) + (\beta - 1)|\hat{u}| \quad (11)$$

۲.۲. کنترل مد لغزشی با تابع اشباع

برای سامانه $\dot{x} = f(X) + b(X)u$ ، قانون کنترلی لغزشی که یک ردیابی کامل و بی نقص را با وجود نامعینی های مدل به انجام برساند، یک قانون کنترلی ناپیوسته کلیدزنی می باشد که منجر به پدیده لرزش می شود. یک راه حذف این پدیده نامطلوب، هموار کردن ناپیوستگی کنترل و حذف کلیدزنی در یک لایه مرزی باریک از همسایگی سطح کلیدزنی می باشد. رابطه زیر استفاده از تابع اشباع و لایه مرزی را در قانون کنترل مد لغزشی نشان می دهد.

$$u = \hat{u} - ksat\left(\frac{s}{\phi}\right) \quad (12)$$

که در آن sat نماد تابع اشباع است و به شکل زیر عمل می کند.

$$sat(y) = \begin{cases} y & \text{if } |y| \leq 1 \\ sgn(y) & \text{if } |y| \geq 1 \end{cases} \quad (13)$$

این قانون کنترل معمولاً در سامانه های مختلف می تواند لرزش را از بین ببرد اما مشکلی که ایجاد می کند، مقداری خطای ماندگار در پاسخ سامانه است که در سامانه ها موضوعی نامطلوب است.

۳.۲. کنترل انتگرالی مد لغزشی با تابع اشباع

به منظور حذف خطای ماندگاری که در سامانه های با تابع اشباع ایجاد می شود و همچنین کاهش زمان رسیدن سامانه به سطح لغزش، از کنترل انتگرالی مد لغزشی با تابع اشباع استفاده می شود. در این حالت قانون کنترل u و ضریب کلیدزنی مانند قبل است اما بخش کنترل معادل به شکل زیر تغییر پیدا می کند که اثبات آن در [۱] قابل مشاهده است.

$$\hat{u} = -\hat{f} + \ddot{x}_d - 2\lambda\dot{e} - \lambda^2 e \quad (14)$$



همچنین s نیز در این حالت به شکل زیر محاسبه می شود.

$$s = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right) \left(\int_0^t e(r) dr \right) = \dot{e} + 2\lambda e + \lambda^2 \int_0^t e(r) dr \quad (15)$$

معمولاً کنترل انتگرالی مد لغزشی با تابع اشباع، خطای ماندگار را حذف، زمان رسیدن سامانه به سطح لغزش را کاهش داده و پاسخ سامانه را نرم تر می کند. اما عیب آن در این است که به دلیل اینکه ماهیت آن به گونه ای است که سامانه را به سمت پایداری کمتر سوق می دهد و پس از رسیدن به سطح لغزش، در عین حال که در نهایت خطا را صفر خواهد کرد، همگرایی کامل آن با تأخیر انجام می شود که این امر ناشی از کاهش پایداری ایجاد شده است.

۴.۲. کنترل مد لغزشی با تابع سینوسی

در این پژوهش، به عنوان نوآوری کنترل مد لغزشی با تابع سینوسی در بخش کلیدزنی کنترل انجام شده است. در این حالت در لایه مرزی ایجاد شده در بخش قانون کنترل کلیدزنی، به جای تابع اشباع از یک تابع سینوسی استفاده می شود. یک تابع موج سینوسی به عنوان تابعی از s به شکل زیر نمایش داده می شود.

$$A \sin(\omega s + \text{phase}) \quad (16)$$

که در آن A دامنه موج سینوسی است که در حالت کنترل کلیدزنی برابر با ضریب کلیدزنی k می شود. phase نیز تأخیر است که در این مورد به دلیل موقعیت تابع سینوسی در لایه مرزی در اطراف مبدأ، برابر با صفر در نظر گرفته می شود. ω بسامد زاویه ای است که به شکل زیر محاسبه می شود.

$$\omega = \frac{2\pi}{T} \quad (17)$$

که در آن T دوره تناوب است که برای یک تابع سینوسی برابر با 2π است. برای یک لایه مرزی با ضخامت ϕ ، با توجه به تقارن تابع سینوسی در این عملکرد، $\phi = \frac{T}{4}$ و در نتیجه $\omega = \frac{\pi}{2\phi}$ و بر این اساس قانون کنترل کلیدزنی طراحی شده به شکل زیر عمل می کند.

$$u_{sw} = \begin{cases} -k \sin\left(\frac{\pi}{2\phi} s\right) & \text{if } |s| \leq 1 \\ -k \operatorname{sgn}(s) & \text{if } |s| > 1 \end{cases} \quad (18)$$

که در آن u_{sw} کنترل کلیدزنی می باشد. طراحی کنترل کلیدزنی با تابع سینوسی در لایه مرزی از مفاهیم پایه ای استخراج شده است و برگرفته از مرجعی نمی باشد. در حالی که سایر روابط ارائه شده برگرفته از مرجع [۱] هستند. در ادامه عملکرد آن نیز در شبیه سازی صورت گرفته مورد بررسی قرار گرفته است.

۳. معادلات دینامیک هواپیمای F-18 و پارامترهای دارای قطعیت و یا عدم قطعیت

در ادامه به ارائه معادلات دینامیکی حاکم بر کلنال طولی هواپیمای F-18 پرداخته خواهد شد و پارامترهای دارای قطعیت و عدم قطعیت و مقادیر نامی و بازه آنها ارائه خواهد شد.

۱.۳. معادلات دینامیک طولی F-18

متغیرهای حالت هواپیما در کانال طولی در مرجع [۱۵] به صورت بردار $X = [V \ \alpha \ \theta \ q]^T$ هستند که به ترتیب سرعت هواپیما، زاویه حمله، زاویه پیچش و نرخ پیچش آن را نشان می‌دهند. ورودی سامانه نیز به صورت $u = \delta_h$ در نظر گرفته می‌شود که زاویه انحراف پایدارساز افقی است. بر این اساس چهار معادله دینامیکی مربوط به این متغیرهای حالت به شکل زیر تعریف می‌شود [۱۶، ۱۵].

$$\dot{V} = \frac{1}{m}(-\bar{q}SC_D + 2T\cos\alpha\cos 1.98^\circ - mg\sin\theta\cos\alpha) \quad (۱۹)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{mV}(-\bar{q}SC_L + 2T\sin\alpha\cos 1.98^\circ - mg\sin\theta\sin\alpha - mg\cos\theta\cos\alpha) \quad (۲۰)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_y}[\bar{q}S\bar{c}(C_M) + l_z(\bar{q}SC_L\sin\alpha - \bar{q}SC_D\cos\alpha) + l_x(\bar{q}SC_L\cos\alpha + \bar{q}SC_D\sin\alpha) + l_{ze}(2T\cos(1.98^\circ))] \quad (۲۱)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (۲۲)$$

که در این معادلات m جرم، $\bar{q}$ فشار دینامیکی، S مساحت سطح، T تراست کل، g شتاب جاذبه، I_y ممان اینرسی حول محور y ، $\bar{c}$ طول وتر متوسط آیرودینامیکی، α زاویه حمله، θ زاویه پیچش هواپیما، l_x بازوی گشتاور در راستای محور x بین مرکز آیرودینامیکی (ac) و مرکز جرم (cg)، l_z بازوی گشتاور در راستای محور z بین ac و cg ، l_{ze} بازوی گشتاور در راستای محور z بین بردار تراست موتور و cg و C_D ، C_L و C_M به ترتیب ضرایب آیرودینامیکی درگ، لیفت و گشتاور هستند که به ترتیب به شکل زیر محاسبه می‌شوند [۱۶، ۱۵].

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_{\delta_h}}\delta_h + \frac{\bar{c}}{2V}C_{D_q}q \quad (۲۳)$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_{\delta_h}}\delta_h + \frac{\bar{c}}{2V}C_{L_q}q \quad (۲۴)$$

$$C_M = C_{M_0} + C_{M_{\delta_h}}\delta_h + \frac{\bar{c}}{2V}C_{M_q}q \quad (۲۵)$$



که در آن C_{D_0} ، C_{L_0} و C_{M_0} به ترتیب ضریب درگ، لیفت و گشتاور پیچشی در $\alpha = 0$ ، $C_{D_{\delta_h}}$ ، $C_{L_{\delta_h}}$ و $C_{M_{\delta_h}}$ به ترتیب مشتق ضریب درگ، لیفت و گشتاور پیچشی به ورودی کنترل δ_h و C_{D_q} ، C_{L_q} و C_{M_q} به ترتیب مشتق ضریب درگ، لیفت و گشتاور پیچشی به نرخ پیچش هستند.

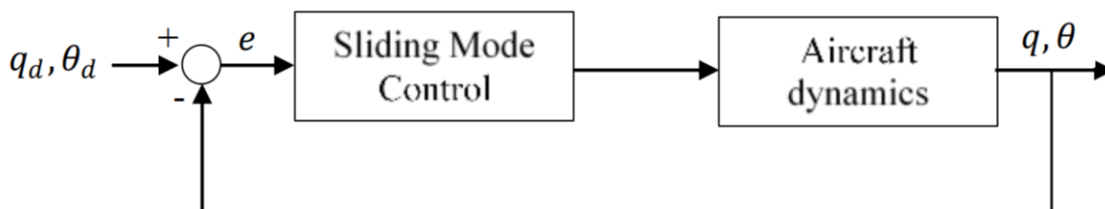
۲.۳. پارامترهای مشخص هواپیمای F-18 و شرایط تربیم

پارامترهای مشخص از هواپیمای F-18 در جدول ۱ ارائه شده است [۱۵، ۱۶].

جدول ۱- پارامترهای مشخص از هواپیمای F-18 [۱۵، ۱۶]

پارامتر	مقدار پارامتر
جرم، m (kg)	16224.63
دهانه بال، b (m)	11.41
مساحت سطح، S (m^2)	37.16
طول وتر متوسط آیرودینامیکی، $\bar{c}$ (m)	3.51
ممان اینرسی حول محور y ، I_y ($kg \cdot m^2$)	236246.3
تراست کل، T (N)	141310

جهت طراحی کنترل مد لغزشی برای ردیابی زاویه پیچش هواپیما که در شکل ۱ نشان داده شده است، باید مطابق مرجع [۱۵] بردار متغیرهای حالت X باید با پارامترهای θ و q جایگزین شود و ورودی نیز همان δ_h می باشد.



شکل ۱- شماتیک کنترل مد لغزشی ردیابی پیچش هواپیما [۱۵]

بدین منظور باید از شرایط تربیمی در طراحی و شبیه سازی استفاده شود که مقادیر V و α در آن مشخص بوده تا متغیرها به θ و q کاهش یابند. مرجع [۱۵] طراحی و شبیه سازی سامانه کنترل مد لغزشی را برای شرایط $V = 100 \frac{m}{s}$ در

ارتفاع 4572m و زاویه حمله $\alpha = 11.5^\circ$ انجام داده است که در این پژوهش نیز از همین داده‌های تریم استفاده خواهد شد.

۳.۳. پارامترهای نامشخص و دارای عدم قطعیت هواپیمای F-18

در این بخش به ارائه پارامترهای نامشخص و دارای عدم قطعیت پرداخته خواهد شد. تنها داده‌های موجود از هواپیمای F-18 در این طراحی، داده‌های جدول ۱ هستند. بقیه داده‌های لازم که در معادلات دینامیکی ارائه شده که شامل ضرایب آیرودینامیکی، مشتقات پایداری و برخی از اطلاعات عملکردی و هندسی هستند مشخص نیستند و باید حدود آن‌ها تخمین زده شود و یک مقدار نامی نیز برای آن‌ها در نظر گرفته شود. در جدول ۲، پارامترهای نامشخص از جنگنده F-18 به همراه حدود مقادیر آن، مقادیر نامی تخمینی آن و ملاحظات مربوط به در نظر گرفتن این مقادیر بیان شده است.

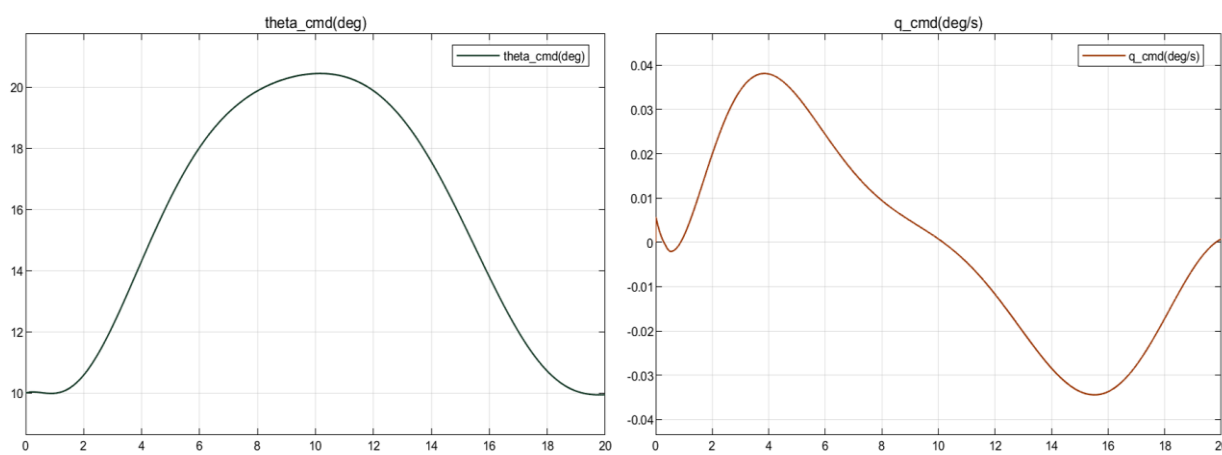
جدول ۲- پارامترهای تخمینی دارای عدم قطعیت برای جنگنده F-18 و مقادیر آن‌ها [۱۷]

پارامتر	واحد	مقدار کمینه	مقدار تخمینی	مقدار بیشینه	ملاحظات
l_x	m	-0.18	-0.09	0	(۰ تا -۵ درصد $\bar{C}$) برای پایداری کاهش یافته یا ناپایداری.
l_z	m	-0.1	0	+0.1	معمولا مقدار بسیار کوچکی دارد.
l_{ze}	m	-0.1	+0.05	+0.2	معمولا مقدار کوچکی دارد.
C_{M_0}	ندارد	0	+0.025	+0.05	مقدار مثبت کوچک برای هواپیماهای ذاتا ناپایدار.
C_{M_q}	$\frac{sec}{rad}$	-25	-16.5	-8	دارای مقدار بزرگ برای میرایی بالا.
C_{L_0}	ندارد	+0.1	+0.15	+0.2	مقدار معمول در جنگنده‌ها.
C_{L_q}	$\frac{sec}{rad}$	+3	+5.5	+8	مقدار معمول در جنگنده‌ها.
C_{D_0}	ندارد	+0.015	+0.0225	+0.03	مقدار معمول در جنگنده‌ها.
C_{D_q}	$\frac{sec}{rad}$	-0.1	-0.025	+0.05	مقدار کوچک به دلیل تأثیرپذیری نسبتا کم.
$C_{L_{\delta h}}$	rad^{-1}	+0.3	+0.55	+0.8	مقدار معمول در جنگنده‌ها.
$C_{D_{\delta h}}$	rad^{-1}	0	+0.05	+0.1	مقدار معمول در جنگنده‌ها.
$C_{M_{\delta h}}$	rad^{-1}	-2.5	-1.75	-1	مقدار معمول در جنگنده‌ها.

صفحه ۹

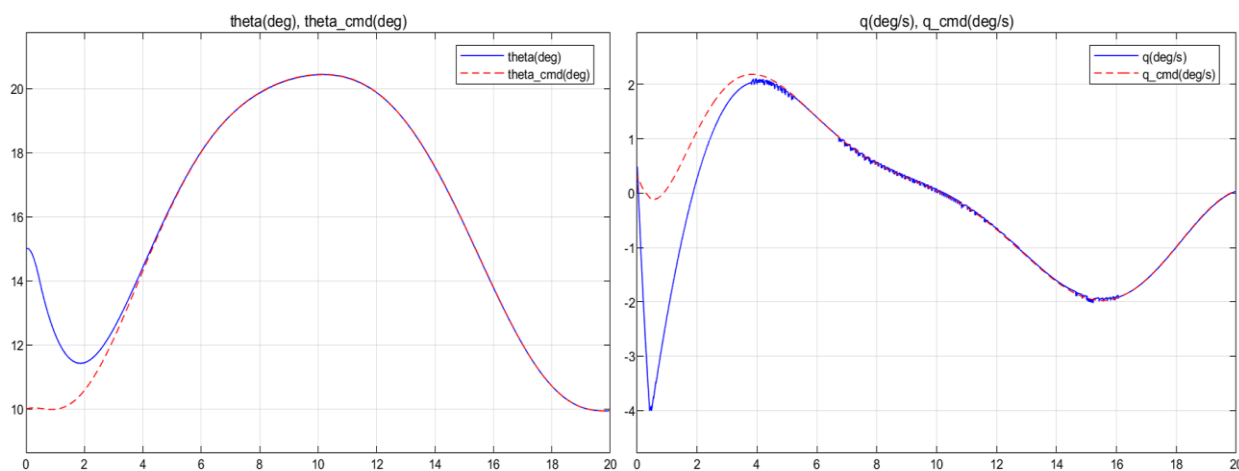


شکل ۳ ورودی‌های θ_d و q_d که در شبیه‌ساز باید ردیابی شوند را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است در تمامی شبیه‌سازی‌های این پژوهش جهت مقایسه عادلانه میان نتایج، نمودار ورودی تقاضای θ و q بر حسب زمان، شرایط اولیه $\theta_0 = 15^\circ$ و $q_0 = 0.2 \frac{deg}{sec}$ و $\eta = 0.1$ در تمامی موارد با روش‌های مختلف کنترل یکسان در نظر گرفته شده‌اند. بر اساس داده مرجع [۱۶] ورودی δ_h در بازه -24 تا $+8$ درجه برای $F-18$ محدود شده است.



شکل ۳- ورودی‌های θ_d و q_d مورد تقاضا جهت ردیابی بر حسب زمان

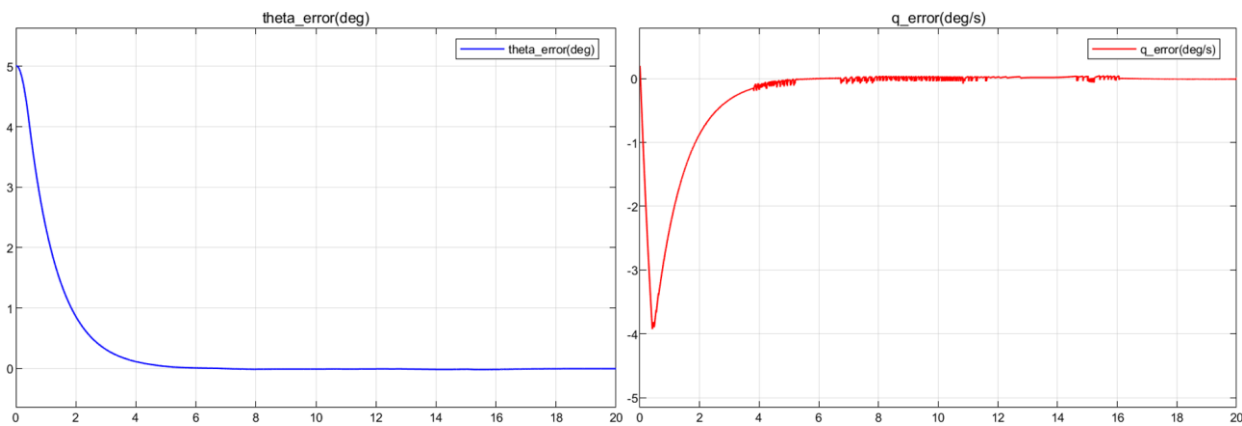
مشاهده می‌شود که θ_d در ۲۰ ثانیه از ۱۰ درجه شروع می‌شود و به آرامی افزایش یافته تا به بیش از ۲۰ درجه برسد و سپس مجدداً به همان زاویه اولیه بر می‌گردد. شکل ۴ نتیجه ردیابی پارامترهای ورودی را با تابع علامت در کلیدزنی نشان می‌دهد.



شکل ۴- نتیجه ردیابی پارامترهای ورودی θ_d و q_d با تابع علامت کلیدزنی

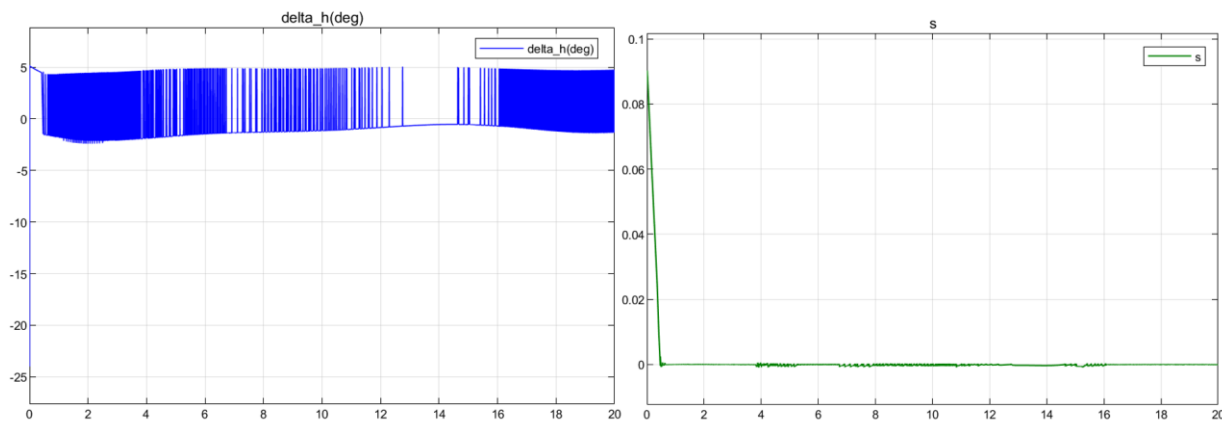


شکل ۵ نیز خطای ردیابی e_θ و e_q در حالت تابع علامت در کلیدزنی بر حسب زمان را نشان می‌دهد.



شکل ۵- خطای لحظه‌ای ردیابی e_θ و e_q بر حسب زمان با تابع علامت کلیدزنی

و در نهایت شکل ۶ تلاش کنترلی δ_h و s که انحراف از سطح لغزش در طول زمان را نشان می‌دهد، در حالت تابع علامت در کلیدزنی نشان می‌دهد.



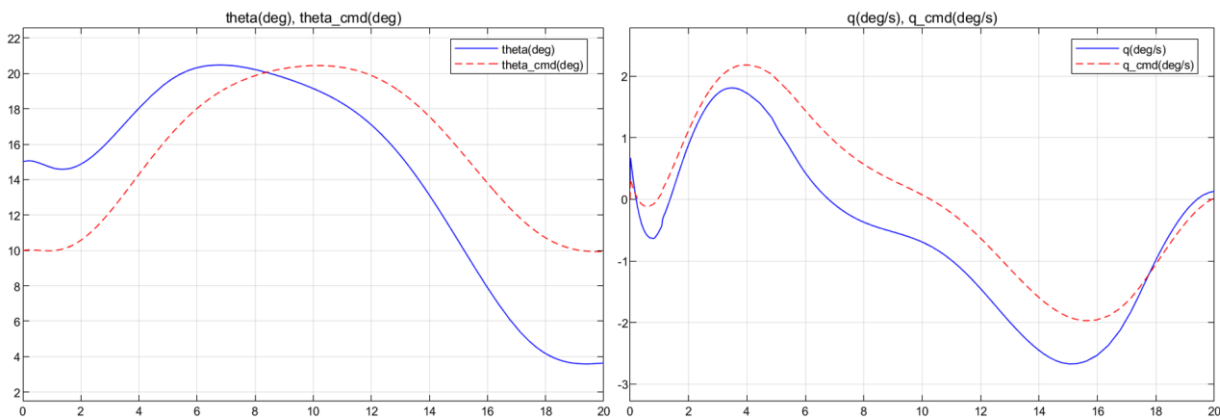
شکل ۶- نمودار تلاش کنترلی δ_h و s بر حسب زمان با تابع علامت کلیدزنی

نتایج شکل‌های ۴ تا ۶ برای ردیابی با استفاده از کلیدزنی کنترل با تابع علامت، نشان از آن دارد که عمل ردیابی پیچش بدون خطای ماندگار و در زمان مناسبی با رعایت حاشیه تلاش کنترلی F-18 و بدون اشباع کنترلی انجام شده است و طراحی کنترل مد لغزشی با تابع علامت در کنترل کلیدزنی و انتخاب پارامترها به‌درستی انجام شده است. اما نکته منفی این طراحی بروز لرزش در آن است که در نمودارها مشخص بوده و امری طبیعی و به دلیل ماهیت شدیداً تهاجمی کنترل مد لغزشی با تابع علامت است.



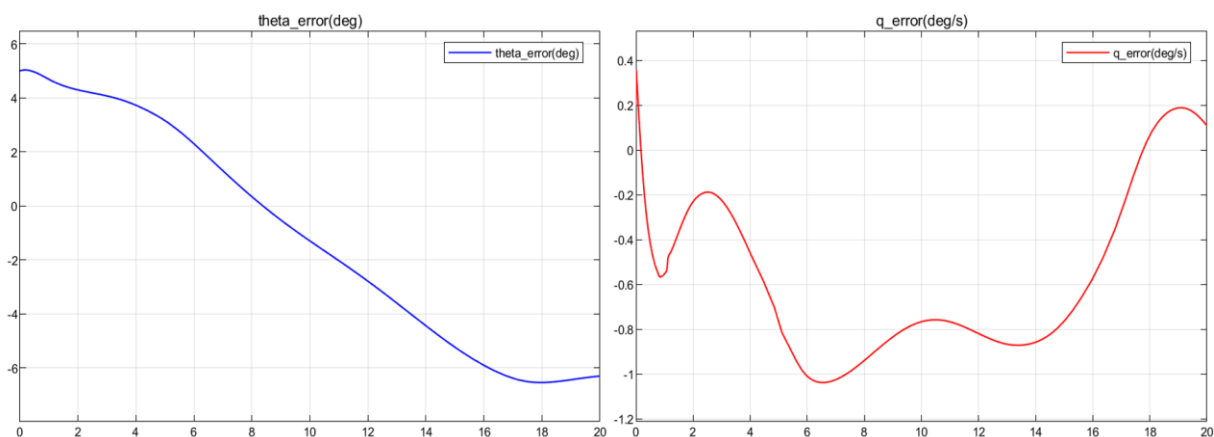
۲.۴. کنترل مد لغزشی با تابع اشباع در کنترل کلیدزنی قانون کنترل

همان طور که در تئوری کنترل مد لغزشی ارائه شد، استفاده از تابع اشباع در کنترل کلیدزنی برای رفع یا کاهش لرزش که در تابع علامت رخ می دهد ارائه شده است. در این شبیه سازی لایه مرزی برای عملکرد تابع اشباع به صورت $\phi = 3$ در نظر گرفته شده است. شکل ۷ نتیجه ردیابی پارامترهای ورودی در حالت تابع اشباع در کنترل کلیدزنی قانون کنترل را نشان می دهد.



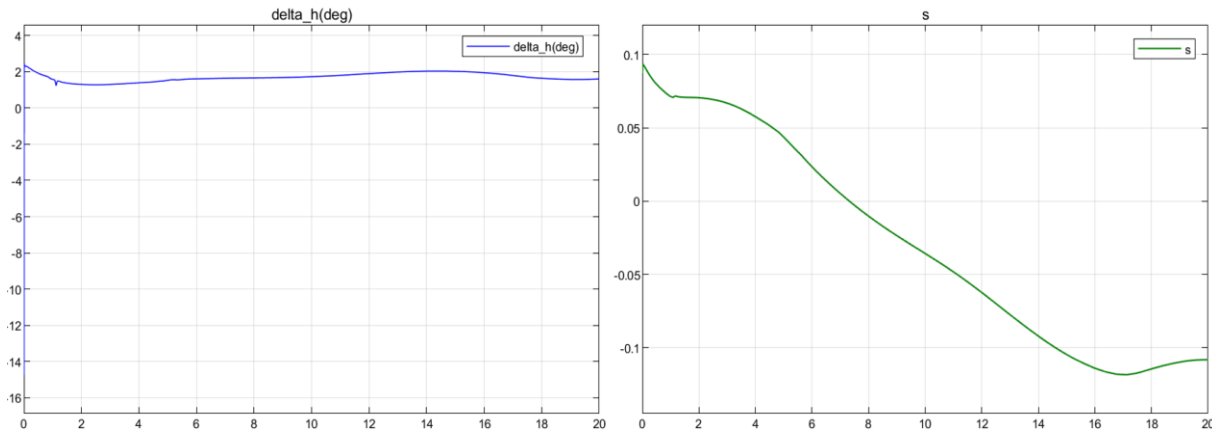
شکل ۷- نتیجه ردیابی پارامترهای ورودی θ_d و q_d با تابع اشباع در کنترل کلیدزنی

شکل ۸ نیز خطای ردیابی e_θ و e_q بر حسب زمان را در حالت تابع اشباع در کنترل کلیدزنی قانون کنترل نشان می دهد.



شکل ۸- خطای ردیابی e_θ و e_q بر حسب زمان با تابع اشباع در کنترل کلیدزنی

و در نهایت شکل ۹ تلاش کنترلی δ_h و s را بر حسب زمان در حالت تابع اشباع در کنترل کلیدزنی قانون کنترل نشان می دهد.



شکل ۹- نمودار تلاش کنترلی δ_h و s بر حسب زمان با تابع اشباع کلیدزنی قانون کنترل

نتایج شکل‌های ۷ تا ۹ برای ردیابی با استفاده از کلیدزنی کنترل با تابع اشباع، نشان از آن دارد که عمل ردیابی پیچش هواپیما مطابق انتظار با خطای ملنگار حدود ۶ درجه برای زاویه پیچش و ۰/۱ درجه بر ثانیه برای نرخ پیچش با رعایت حاشیه تلاش کنترلی F-18 و بدون اشباع و با تلاش کنترلی کم انجام شده است و طراحی کنترل مد لغزشی با تابع اشباع در کنترل کلیدزنی و انتخاب پارامترها به درستی انجام شده است. همچنین مشاهده می‌شود که هدف اصلی این روش یعنی حذف پدیده لرزش به درستی انجام شده است. اما خطای ماندگار ایجاد شده در ردیابی طراح را به سمت کنترل انتگرالی سوق می‌دهد. به طور کلی این روش توانست در رفع پدیده لرزش و کاهش بسیار زیاد تلاش کنترلی مفید واقع شود اما این امر در ازای یک خطای ماندگار قابل توجه در ردیابی بدست آمد که در سامانه‌هایی که دقت عملکرد در آن‌ها مهم است امری بسیار نامطلوب است.

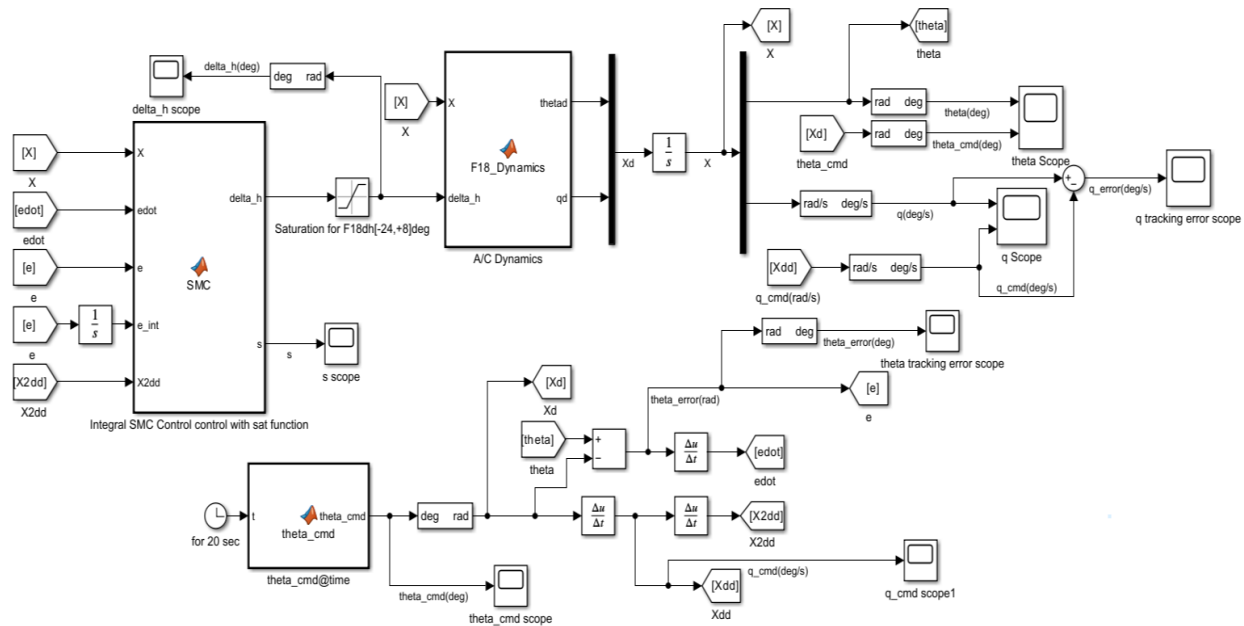
۳.۴. کنترل انتگرالی مد لغزشی با تابع اشباع در کنترل کلیدزنی قانون کنترل

شکل ۱۰ شبیه‌ساز سیمولینک کنترل انتگرالی مد لغزشی با تابع اشباع در کنترل کلیدزنی جهت ردیابی پیچش در هواپیمای F-18 را نشان می‌دهد. همان‌طور که در تئوری کنترل مد لغزشی گفته شد این حالت برای رفع خطای ماندگاری که در کلیدزنی با تابع اشباع رخ می‌دهد ارائه شده است. در این شبیه‌سازی نیز لایه مرزی برای عملکرد تابع اشباع جهت انجام مقایسه مناسب، به صورت $\phi = 3$ در نظر گرفته شده است.

شکل ۱۱ نتیجه ردیابی پارامترهای ورودی در حالت تابع اشباع در کنترل کلیدزنی قانون کنترل انتگرالی را نشان می‌دهد. شکل ۱۲ نیز خطای ردیابی e_θ و e_q بر حسب زمان را در این حالت نشان می‌دهد. در نهایت شکل ۱۳ تلاش کنترلی δ_h را بر حسب زمان نشان می‌دهد.

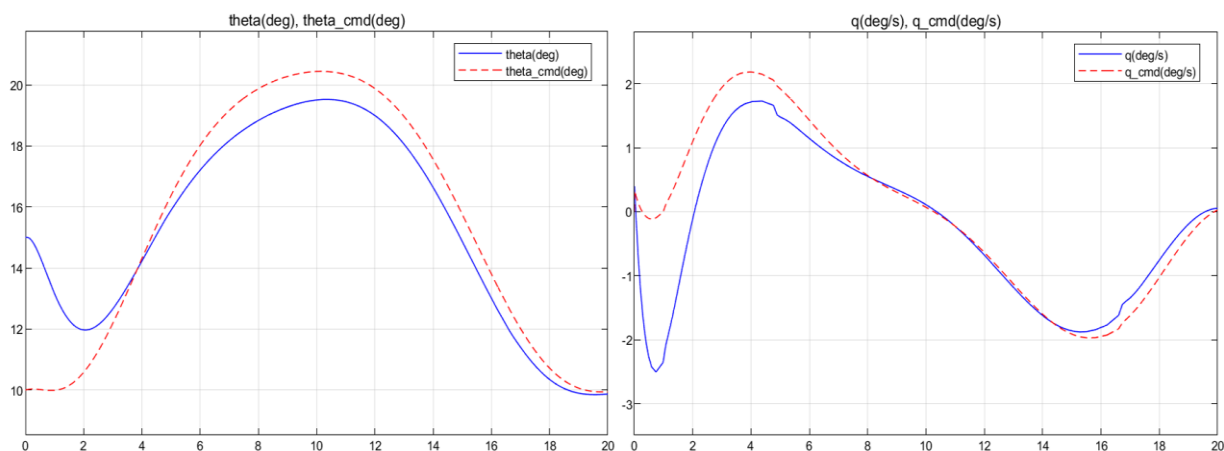


Integral SMC Control with sat

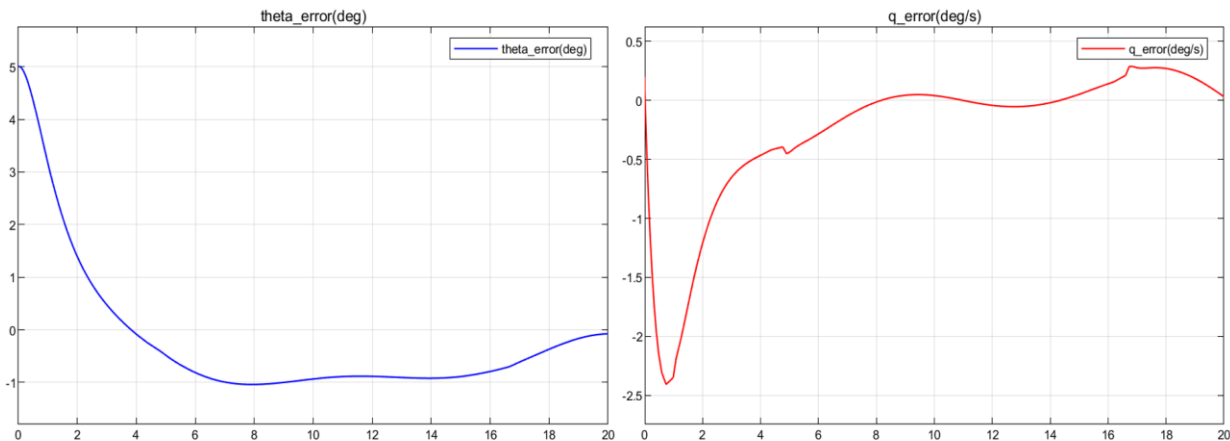


شکل ۱۰- شبیه ساز سیمولینک کنترل انتگرالی مد لغزشی با تابع اشباع در کنترل کلیدزنی جهت ردیابی

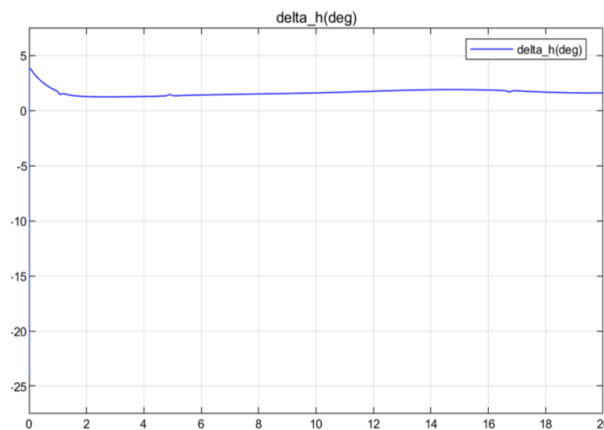
پیچش در هواپیمای F-18



شکل ۱۱- نتیجه ردیابی پارامترهای ورودی θ_a و q_a کنترل انتگرالی با تابع اشباع کنترل کلیدزنی



شکل ۱۲- خطای لحظه‌ای ردیابی e_θ و e_q بر حسب زمان کنترل انتگرالی با تابع اشباع کلیدزنی



شکل ۱۳- نمودار تلاش کنترلی δ_h با تابع اشباع کلیدزنی قانون کنترل

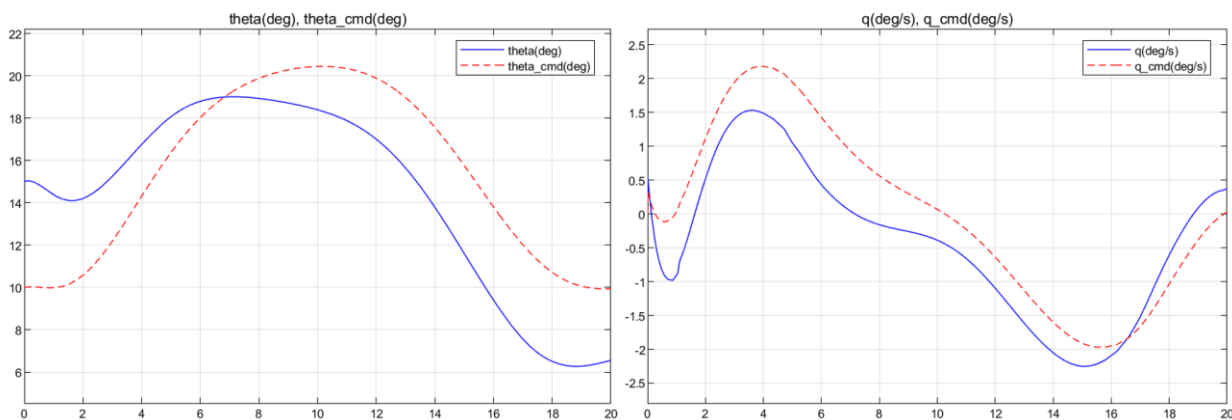
نتایج شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ برای ردیابی با استفاده از کلیدزنی کنترل با تابع اشباع و کنترل انتگرالی، نشان از آن دارد که عمل ردیابی پیچش مطابق انتظار با حذف خطای ماندگار نسبت به حالت قبلی، با رعایت حاشیه تلاش کنترلی F-18 و بدون اشباع و با تلاش کنترلی کم انجام شده است و طراحی کنترل انتگرالی مد لغزشی با تابع اشباع در کنترل کلیدزنی و انتخاب پارامترها به درستی انجام شده است. همچنین مشاهده می‌شود که هدف اصلی این روش یعنی حذف پدیده لرزش به همراه حذف خطای ماندگار و همچنین کاهش زمان رسیدن به سطح لغزش به درستی انجام شده است؛ اما تنها مشکل این روش را می‌توان در افزایش زمان همگرایی به مقدار نهایی دانست که البته این امر به دلیل ماهیت انتگرال‌گیر و کاهش پایداری توسط آن است. به طور کلی این روش توانست در رفع پدیده لرزش، کاهش تلاش کنترلی، حذف خطای ماندگار و کاهش زمان رسیدن به سطح لغزش مفید واقع شود؛ اما این امر در ازای کاهش پایداری دینامیک خطا و ردیابی که به دلیل ماهیت انتگرال‌گیر است به دست آمد.



۴.۴. کنترل مد لغزشی با تابع سینوسی در لایه مرزی کنترل کلیدزنی قانون کنترل

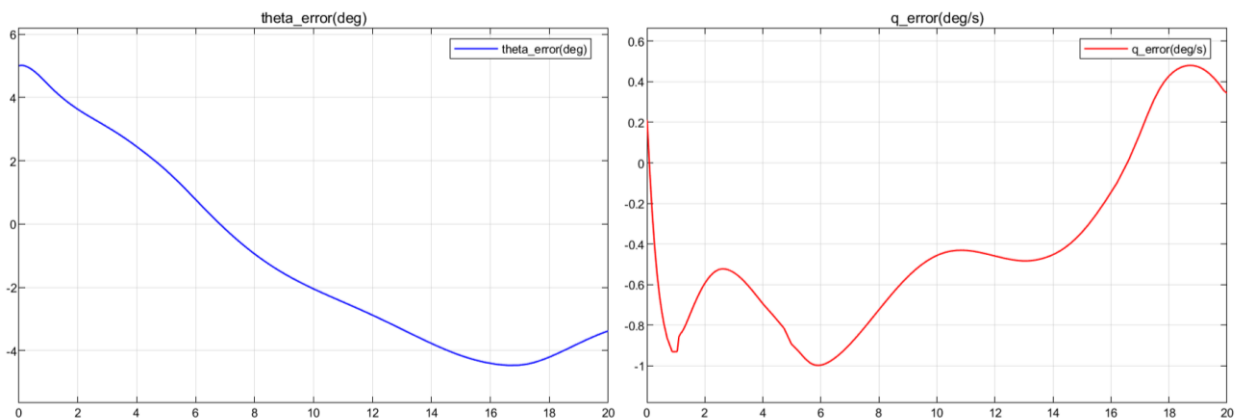
در این پژوهش استفاده از تابع سینوسی در لایه مرزی کنترل کلیدزنی به عنوان یک روش نوین در طراحی کنترل کلیدزنی قانون کنترل برای کاهش خطای ماندگاری که در کلیدزنی با تابع اشباع رخ می‌دهد و افزایش پایداری و سرعت همگرایی نهایی نسبت به کنترل انتگرالی ارائه شده است.

در این شبیه‌سازی نیز لایه مرزی برای عملکرد تابع سینوسی جهت مقایسه دقیق و عادلانه با دو روش دیگر لایه مرزی، به صورت $\phi = 3$ در نظر گرفته شده است. شکل ۱۴ نتیجه ردیابی پارامترهای ورودی در حالت تابع سینوسی در لایه مرزی کنترل کلیدزنی را نشان می‌دهد.



شکل ۱۴- نتیجه ردیابی پارامترهای ورودی θ_d و q_d با تابع سینوسی در لایه مرزی کلیدزنی

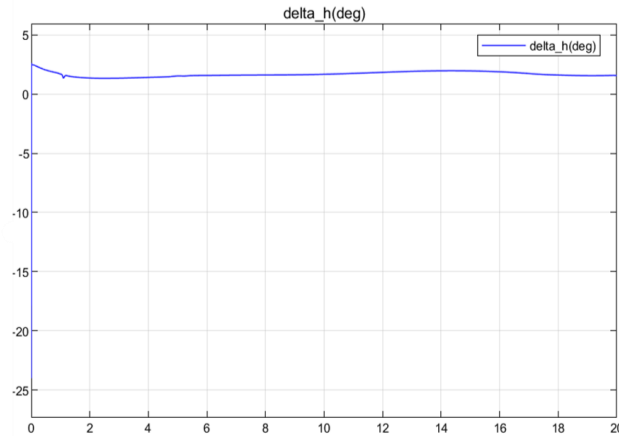
شکل ۱۵ نیز خطای ردیابی e_θ و e_q بر حسب زمان را در حالت تابع سینوسی در لایه مرزی کنترل کلیدزنی نشان می‌دهد.



شکل ۱۵- خطای ردیابی e_θ و e_q بر حسب زمان با تابع سینوسی در لایه مرزی کلیدزنی



و در انتها شکل ۱۶ تلاش کنترلی δ_h را بر حسب زمان نشان می دهد.



شکل ۱۶- نمودار تلاش کنترلی δ_h بر حسب زمان با تابع سینوسی در لایه مرزی کلیدزنی

نتایج شکل های ۱۴ تا ۱۶ برای ردیابی با استفاده از کلیدزنی کنترل با تابع سینوسی در لایه مرزی، نشان از آن دارد که عمل ردیابی پیچش مطابق انتظار با کاهش خطای ماندگار حدوداً ۵۰ درصدی نسبت به حالت تابع اشباع در کنترل کلیدزنی، با رعایت حاشیه تلاش کنترلی F-18 و بدون اشباع و لرزش با تلاش کنترلی کم انجام شده است و طراحی کنترل مد لغزشی با تابع سینوسی در لایه مرزی کنترل کلیدزنی و انتخاب پارامترها به درستی انجام شده است.

به طور کلی این روش توانست در رفع پدیده لرزش که در روش تابع علامت رخ می دهد، کاهش تلاش کنترلی، کاهش ۵۰ درصدی خطای ماندگار نسبت به روش تابع اشباع و کاهش زمان همگرایی به ردیابی نهایی مفید واقع شود؛ اما این مورد در مقایسه با حالت انتگرالی دارای مقداری خطای ماندگار است و زمان رسیدن آن برای اولین بار به سطح لغزش مقداری بیشتر است و برای سامانه هایی که این دو عملکرد مهم باشند، در مقایسه با کنترل انتگرالی مغلوب می شود و در کل می توان نتیجه گرفت از نظر پایداری نسبت به کنترل انتگرالی و از نظر کاهش ۵۰ درصدی خطای ماندگار نسبت به تابع اشباع برتری دارد و برای سامانه هایی با پایداری بالا و منعطف نسبت به مقداری خطای ماندگار، می تواند گزینه مناسبی باشد. در نهایت جدول ۳ مقایسه میان روش های کنترل مد لغزشی ارائه شده در این پژوهش را نشان می دهد.

جدول ۳- مقایسه میان روش های کنترل مد لغزشی

روش کنترل	حذف لرزش	خطای ماندگار	زمان رسیدن به سطح لغزش	پایداری و سرعت رسیدن به ردیابی نهایی
SMC با تابع sgn	بسیار ضعیف	عالی	خوب	عالی
SMC با تابع sat	عالی	ضعیف	متوسط	خوب
ISMC با تابع sat	عالی	عالی	عالی	متوسط
SMC با تابع sin	عالی	متوسط	خوب	خوب



۵. نتیجه گیری

این پژوهش با معرفی روش نوین کنترل مد لغزشی مبتنی بر تابع سینوسی، یک راه حل کارآمد برای کاهش لرزش ناخواسته در سامانه های کنترلی ارائه می دهد. نتایج شبیه سازی روی هواپیمای F-18 و مقایسه با سایر روش های کنترل مد لغزشی مانند کنترل مد لغزشی با تابع علامت در کلیدزنی، با تابع اشباع در لایه مرزی کلیدزنی و کنترل انتگرالی مد لغزشی با تابع اشباع در لایه مرزی کنترل کلیدزنی، نشان داد که این رویکرد، در مقایسه با روش های رایج، عملکرد بهتری در ردیابی دقیق و سریع زاویه پیچش دارد و همزمان با حذف لرزش، خطای حالت ماندگار را نیز به طور قابل توجهی کاهش می دهد. این دستاورد، افق های جدیدی را برای کاربردهای عملی کنترل کننده های مد لغزشی در صنایع هوافضا و سایر زمینه هایی که نیازمند دقت بالا و پاسخ دهی نرم هستند، می گشاید.

۶. مراجع

1. Slotine, J. J. E., & Li, W. (1991). Applied nonlinear control. Prentice Hall.
2. Edwards, C., & Spurgeon, S. K. (1998). Sliding mode control: theory and applications. CRC press.
3. Corradini, M. L., & Orlando, G. (2009). A discrete-time sliding-mode controller for a class of uncertain nonlinear systems. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 131(5).
4. Shtessel, Y., Buffington, J., & Banda, S. (2001). Sliding mode control of a fighter aircraft under failures and reconfiguration. Journal of guidance, control, and dynamics, 24(1), 53-62.
5. Menon, P. P., & D'Mello, E. F. (2014). Pitch Rate Command System for a Fighter Aircraft using Sliding Mode Control. International Journal of Engineering Research & Technology, 3(7), 1129-1134.
6. Saad, M., Ghommam, J., & sou, K. (2013). Sliding mode control for an F-18 aircraft via sequential quadratic programming. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 227(10), 1629-1644.
7. Lee, H., & Utkin, V. I. (2007). Chattering suppression in sliding mode control systems. Annual Reviews in Control, 31(2), 179-188.
8. Ding, S., Liu, C., & Zhang, G. (2016). A novel double-loop integral sliding mode control for a miniature helicopter. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 53(1), 387-396.
9. Defoort, M., Floquet, T., Kokosy, A., & Perruquetti, W. (2009). A new higher-order sliding-mode control for tracking problem of uncertain systems. IEEE Transactions on Automatic Control, 54(5), 1083-1089.
10. Fallaha, C. J., Saad, M., Kanaan, H. Y., & Al-Haddad, K. (2011). Sliding-mode control with exponential reaching law. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 58(2), 650-660.
11. Al-Mahturi, A., & Zolotas, A. (2020). Adaptive fuzzy sliding mode controller for aircraft pitch control. IFAC-PapersOnLine, 53(2), 7080-7085.
12. Roopaei, M., & Zolotas, A. C. (2011). Sliding mode control with a fuzzy logic-based switching function. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 24(1), 169-178.



13. Shtessel, Y., Baev, S., & Biggs, J. (2012). Aircraft longitudinal flight control in severe winds via sliding mode control and disturbance observer. *Journal of the Franklin Institute*, 349(2), 643-662.
14. Al-Ghanimi, A., Zheng, W., & Li, Y. (2020, September). Fractional order sliding mode control for aircraft pitch control. In *Journal of Physics: Conference Series* (Vol. 1629, No. 1, p. 012015).
15. Rouyan, N. M., Varatharajoo, R., Eshghi, S., Abdullah, E. J., & Suzuki, S. (2018). Aircraft pitch control tracking with sliding mode control. *International Journal of Engineering & Technology*, 7(4.30), 1-5.
16. Buttrill, C. S., Arbuckle, P. D., & Hoffler, K. D. (1992). Simulation model of a twin-tail, high performance airplane (NASA Technical Memorandum 107601). National Aeronautics and Space Administration.
17. Roskam, J. (2001). *Airplane flight dynamics and automatic flight controls part I. Design, Analysis and Research Corporation.*