



دانشگاه صنعتی سهند

نشریه سالانه علمی غیرخطی در مهندسی برق

دوره ۴- شماره های ۱ و ۲

تابستان و زمستان ۱۳۹۶

صفحه ۶۳ الی ۷۷

ISSN: 2322-3146

<http://jnsee.sut.ac.ir>

## طراحی خلبان خود کار با استفاده از کنترل مد لغزشی مرتبه کسری هموار

پیمان احمدی<sup>۱</sup>، احمد رضا ولی<sup>۲</sup> و وحید بهنام گل<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> کارشناسی ارشد، دانشکده کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، [peyman\\_ahmadi\\_1366@gmail.com](mailto:peyman_ahmadi_1366@gmail.com)

<sup>۲</sup> نویسنده مسئول، دانشیار، دانشکده کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، [ar.vali@aut.ac.ir](mailto:ar.vali@aut.ac.ir)

<sup>۳</sup> دانشجوی دکتری، دانشکده کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، [vahid\\_behnamgol@mut.ac.ir](mailto:vahid_behnamgol@mut.ac.ir)

(تاریخ دریافت مقاله: ۱۳۹۴/۵/۱ تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۴/۱۱/۱۴)

### چکیده

در این مقاله برای طراحی خلبان خود کار یک جسم پرنده از کنترل مد لغزشی مرتبه کسری استفاده شده است. این تئوری با هدف کاهش اثرات نامطلوب پدیده زیگزاک و هموارتر شدن سیگنال کنترلی در روش مد لغزشی مورد استفاده قرار گرفته است. کنترل مرتبه کسری از مشتق گیر و انتگرال گیر مرتبه کسری برای بهبود همگرایی در روش های کنترل مرتبه صحیح استفاده می کند. ساختار سطح لغزش و قانون کنترل مد لغزشی به نحوی تعیین می شود که ضمن کاهش اثرات نامطلوب پدیده زیگزاک، پایداری سیستم حلقه بسته نیز تضمین شود. با استفاده از این الگوریتم، یک خود خلبان مقاوم در برابر نامعینی ضرایب آیرودینامیکی، برای مدل یک جسم پرنده طراحی می شود و سپس پایداری سیستم حلقه بسته حاصل با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف اثبات می گردد. خلبان خود کار طراحی شده توسط روش پیشنهادی، به مدل دینامیکی جسم پرنده اعمال شده و نتایج شبیه سازی، کاهش پدیده زیگزاک روش پیشنهادی نسبت به معادل مرتبه صحیح آن را نشان می دهد.

### واژه های کلیدی

کنترل مرتبه کسری،  
کنترل مد لغزشی،  
پدیده زیگزاک،  
خلبان خود کار.



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>

## Autopilot Design Using Smooth Fractional Order Sliding Mode Control

Peyman Ahmadi<sup>1</sup>, Ahmadreza Vali<sup>2</sup> and Vahid Behnamgol<sup>3</sup>

<sup>1</sup>M.Sc. in Electrical Engineering, Control Engineering Department, MalekAshtar University of Technology, [peyman.ahmadi.1366@gmail.com](mailto:peyman.ahmadi.1366@gmail.com)

<sup>2</sup>**Corresponding Author**, Associate Prof., Control Engineering Department, MalekAshtar University of Technology, [ar.vali@aut.ac.ir](mailto:ar.vali@aut.ac.ir)

<sup>3</sup>Ph.D. Candidate in Control Engineering, Control Engineering Department, MalekAshtar University of Technology, [vahid\\_behnamgol@mut.ac.ir](mailto:vahid_behnamgol@mut.ac.ir)

### ABSTRACT

#### Keywords

Fractional order control,  
Sliding mode control,  
Chattering phenomena,  
Autopilot.

In this paper, the fractional order sliding mode control is used to design an aircraft autopilot. This method aims at reducing the chattering phenomenon and has smoother control signal than conventional sliding mode. Fractional order control uses fractional integrator and derivative to improve integer order control methods. The sliding surface and sliding mode control law are proposed to reduce the chattering phenomenon, while the closed-loop stability is guaranteed. Using this algorithm, a robust autopilot against aerodynamic coefficients uncertainties is designed for an aircraft and the proposed control law is utilized to stabilize the closed loop system by the Lyapunov stability theorem. The proposed autopilot is applied to the aircraft model and our simulation results illustrate the reduction of chattering phenomenon.

## ۱- مقدمه

کنترل مد لغزشی روش ساده و مقاومی برای سیستم‌های غیرخطی با خطاهای بزرگ در مدل‌سازی است، که بطور گسترده در طراحی کنترل‌کننده برای حلقه‌های هدایت و خودخلبان در کنترل اجسام پرنده مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱]. در مرجع [۲] روشی برای انتخاب بهینه سطح لغزش متغیر با زمان برای تقریب خطی بازگشتی از دینامیک‌های یک سیستم غیرخطی ارائه شده است. از این روش برای طراحی خلبان خودکار برای ردیابی بهینه شتاب هدف استفاده شده است. در [۳] روش کنترل مد لغزشی مراتب بالاتر برای طراحی خودخلبان مقاوم ارائه شده است. این طراحی با در نظر گرفتن مدل محرک و نامعینی‌های مدل، و بر اساس درجه نسبی سیستم غیرخطی انجام شده است. مسئله چند ورودی-چند خروجی با در نظر گرفتن چند سطح لغزش در [۴] مورد بررسی قرار گرفته است. این روش به مدل یک موشک اعمال شده است و هدف آن، حل مسئله تغییر دینامیک‌های موشک در مواجهه با شرایط پروازی متفاوت در مانورهای شدید است. در [۵] مسئله خودخلبان-هدایت یکپارچه، با ترکیب دو حلقه، با استفاده از ترکیب روش‌های گام به عقب و مد لغزشی مرتبه بالا ارائه شده است. یک نمونه از طراحی قانون مد لغزشی برای کنترل یکپارچه خودخلبان و هدایت موشک در مرجع [۶] ارائه شده است. نمونه‌های دیگری از کنترل یکپارچه خودخلبان و هدایت موشک با روش مد لغزشی را می‌توان در مراجع [۷-۱۰] یافت. در این مراجع با روش‌های مختلفی به بهبود عملکرد کنترل مد لغزشی در کنترل یکپارچه خودخلبان و هدایت موشک پرداخته شده است. به عنوان نمونه در [۹] از الگوریتم کنترل مد لغزشی تطبیقی برای بهبود عملکرد استفاده شده است و نیز کنترل مد لغزشی مرتبه سوم در [۱۰] طراحی شده است. در [۱۱] شیوه جدیدی از ترکیب روش گام به عقب، کنترل مد لغزشی و رویکرد حالت ارائه شده و به مدل موشک اعمال شده است.

کنترل‌کننده مد لغزشی دارای مزایای زیادی از قبیل همگرایی سریع، مقاوم بودن در برابر اغتشاشات خارجی و عدم حساسیت در برابر خطاهای مدل و نامعینی‌هاست. اما این کنترل‌کننده دارای معایبی است و یکی از اساسی‌ترین مشکلات آن، عدم امکان پیاده‌سازی این نوع کنترل‌کننده به دلیل وجود پدیده زیگزاک در سیگنال کنترل آن است [۱۲]. روش‌های بسیاری از قبیل روش لایه محدود توسط آتکین در سال ۱۹۹۲، روش مد لغزشی مرتبه بالا در سال ۱۹۹۸ و روش تخمین اغتشاش در سال ۲۰۰۳، برای هموارسازی سیگنال کنترل در روش مد لغزشی پیشنهاد شده است. این روش‌ها ضمن داشتن مزایای کاهش پدیده زیگزاک، دارای معایبی نیز می‌باشند [۱۲ و ۱۳]. به عنوان نمونه، در روش لایه محدود، از تابع اشباع به جای تابع علامت استفاده می‌شود. در این روش، شرایط مد لغزشی در خارج از محدوده کوچکی در اطراف سطح لغزش برقرار می‌شود، که باعث افزایش خطای حالت ماندگار می‌شود و پایداری کلی سیستم از دست می‌رود. در روش مد لغزشی مرتبه بالا ناپیوستگی کنترل در مشتقات مرتبه بالا نادیده گرفته می‌شود و روش تخمین اغتشاش نیز تنها برای اغتشاش‌های تضعیف شده قابل استفاده است [۱۲ و ۱۳]. لازم به ذکر است که در بسیاری از روش‌ها (مانند استفاده از تابع اشباع به جای تابع علامت)، تحلیل پایداری با وجود تابع علامت اثبات می‌شود و در عمل، پدیده زیگزاک با تغییر تابع علامت کاهش داده می‌شود، که باعث می‌شود تضمین پایداری کلی برای قانون مد لغزشی از بین برود.

در این مقاله، از تئوری کنترل مرتبه کسری برای حذف زیگزاک در کنترل مد لغزشی استفاده می‌گردد. محاسبات مرتبه کسری در سال‌های اخیر در مدل‌سازی بسیاری از پدیده‌های فیزیکی حقیقی مورد توجه واقع شده است. برای نمونه می‌توان به مرجع [۱۴] با موضوع معادلات انتشار موج و نیز مرجع [۱۵] در مورد معادلات دیفرانسیل T-cells در سیستم کامپیوتر اشاره کرد.

همچنین پس از آن، تعداد کاربردهای محاسبات کسری در موارد مختلف افزایش یافت [۱۶]. مطالعات بسیاری برای گسترش انواع مختلف روش‌های کنترل کلاسیک به مرتبه کسری صورت گرفته است. در سیستم‌های خطی و در حوزه فرکانس، کنترل‌کننده TID در مرجع [۱۷] و مشابه بهتر آن، کنترل‌کننده CRONE به سرعت گسترش یافتند [۱۸]. همچنین کنترل‌کننده PID مرتبه کسری در [۱۹] و کنترل‌کننده Lead-Lag مرتبه کسری در [۲۰] پیشنهاد شدند. کنترل‌کننده مد لغزشی مرتبه کسری نیز توسط کالدرون در سال ۲۰۰۶ [۲۱]، ال-خازلی در سال ۲۰۰۶ [۲۲]، افه در سال ۲۰۰۸ [۲۳]، تواضعی و حائری در سال ۲۰۰۸ [۲۴]، سی-آمور در سال ۲۰۰۹ [۲۵]، دادرسی و مومنی در سال ۲۰۱۰ [۲۶]، پیسانو در سال ۲۰۱۰ [۲۷] و مجدداً توسط پیسانو در سال ۲۰۱۱ و نیز دادرسی در سال ۲۰۱۱ [۲۸ و ۲۹] گسترش یافته است. در بررسی ال-خازلی و تواضعی به منظم‌سازی سیستم‌های مرتبه کسری غیرخطی نامنظم توسط روش مد لغزشی پرداخته شده است. سی-آمور و پیسانو به تعریف سطح لغزش با انتگرال‌گیر مرتبه کسری پرداخته‌اند. کنترل‌کننده‌های مد لغزشی مرتبه بالا و رویگرها توسط پیسانو گسترش یافتند. دادرسی و مومنی در سال ۲۰۱۰ به طراحی کنترل‌کننده مد لغزشی با استفاده از تکنیک LMI پرداخته‌اند. پایداری سیستم حلقه‌بسته در کنترل مد لغزشی و با استفاده از معیار پایداری لیاپانوف توسط لی در سال ۲۰۰۹ و ساداتی در سال ۲۰۱۰ بررسی شده است [۳۰ و ۳۱]. برخی کاربردهای کنترل مد لغزشی مرتبه کسری را می‌توان در بررسی‌های کالدرون در سال ۲۰۰۶ در یک مبدل قدرت، افه در سال ۲۰۰۸ در یک بازوی ربات دو درجه آزادی یافت. طراحی رویگرهای مد لغزشی مرتبه کسری را نیز می‌توان در مقالات دادرسی و مومنی در سال ۲۰۱۱ و یونگ هاوا-گون در سال ۲۰۱۲ یافت. طراحی کنترل‌کننده مد لغزشی مرتبه کسری برای سیستم‌های شدیداً آشوبناک در سال ۲۰۱۰ توسط بای انجام قرار گرفته است [۳۲].

اکثر مراجع، روش مد لغزشی مرتبه کسری را با هدف بهبود سرعت همگرایی پیشنهاد داده‌اند. اما در این روش‌ها پدیده زیگزاک همچنان وجود داشته و برای حذف آن از روش‌های متداول قبلی استفاده شده است. به عنوان مثال، مرجع [۳۳] به ارائه روشی زمان‌محدود، برای بهبود عملکرد مد لغزشی پرداخته و از تئوری مد لغزشی دینامیکی برای حذف پدیده زیگزاک استفاده کرده است.

ایده اصلی این مقاله، ارائه شکل جدیدی از قانون کنترلی مد لغزشی با کمک محاسبات مرتبه کسری برای داشتن عملکرد بهتر و کاهش اثرات نامطلوب پدیده زیگزاک با تنظیم اثر تابع علامت (به عنوان عامل ایجاد پدیده زیگزاک)، با استفاده از انتگرال‌گیر مرتبه کسری و کاربرد آن در طراحی اتوپیلوت است. در این روش به طور خاص از محاسبات کسری برای کاهش اثرات زیگزاک استفاده شده است. برای بررسی عملکرد روش پیشنهادی، به تحلیل و طراحی خودخلبان کانال فراز موشک، با استفاده از این روش پرداخته می‌شود.

ساختار مقاله به صورت زیر است: در بخش ۲ معادلات خودخلبان موشک توصیف می‌شوند. در بخش ۳ برخی تعاریف و خواص محاسبات مرتبه کسری استفاده شده در این مقاله ارائه می‌شود. بخش ۴ به طراحی کنترل‌کننده مد لغزشی پیشنهاد شده و تحلیل پایداری آن می‌پردازد. همچنین خودخلبان طراحی شده با این روش، به معادلات کانال فراز موشک اعمال می‌شود. بخش ۵ به تحلیل شبیه‌سازی‌های مربوط به خودخلبان طراحی شده می‌پردازد و در بخش ۶ نتیجه‌گیری‌های حاصل شده ارائه می‌شود.

## ۲- تعریف مسئله طراحی خودخلبان موشک

مدل ریاضی موشکی که در اینجا در بکار گرفته می‌شود، از مرجع [۳۴] انتخاب شده است. این معادلات توصیف ریاضی از یک موشک هوا به هوا حول محور پیچ آن است که حالت‌های آن، زاویه حمله ( $\alpha$ ) و نرخ پیچ ( $q$ ) می‌باشد. وظیفه خودخلبان آن است که شتاب عمودی موشک ( $\eta$ )، سیگنال شتاب هدف ( $\eta_r$ ) را توسط انحراف مناسب زاویه بالک ( $\delta$ ) ردیابی کند. بالک توسط یک محرک حرکت داده می‌شود، بنابراین نیاز است که مدل محرک در اعمال خود خلبان موشک لحاظ شود. مدل ارائه شده، برای تغییرات زاویه حمله بصورت  $-20 \text{ deg} \leq \alpha \leq 20 \text{ deg}$  و محدوده عدد ماخ، بصورت  $1.5 \leq M \leq 3$  معتبر است.

معادلات دینامیکی موشک بصورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\dot{\alpha}(t) = K_\alpha M(t) C_n(\alpha(t), M(t), \delta(t)) \cos(\alpha(t)) + q(t) \quad (1)$$

$$\dot{q}(t) = K_q M^2(t) C_m(\alpha(t), M(t), \delta(t)) \quad (2)$$

دینامیک‌های خروجی نیز بصورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\eta(t) = K_\eta M^2(t) C_n(\alpha(t), M(t), \delta(t)) \quad (3)$$

که در آن، ضرایب  $C_n$  و  $C_m$  از جدول‌های داده آیرودینامیکی بدست آمده‌اند و توابع چند جمله‌ای از زاویه حمله، نرخ پیچ و زاویه انحراف بالک می‌باشند و بصورت زیر ارائه می‌شوند:

$$C_n(\alpha, M, \delta) = C_n^*(\alpha, M) + d_n \delta \quad (4)$$

$$C_n^*(\alpha, M) = \text{sgn}(\alpha) [a_n |\alpha|^3 + b_n |\alpha|^2 + c_n (2 - M/3) |\alpha| + d_n \delta]$$

$$C_m(\alpha, M, \delta) = C_m^*(\alpha, M) + d_m \delta \quad (5)$$

$$C_m^*(\alpha, M) = \text{sgn}(\alpha) [a_m |\alpha|^3 + b_m |\alpha|^2 + c_m (-7 + 8M/3) |\alpha| + d_m \delta]$$

دینامیک‌های محرک بصورت زیر مدل می‌شوند:

$$\ddot{\delta}(t) + 2\xi \omega_a \dot{\delta}(t) + \omega_a^2 \delta(t) = \omega_a^2 \delta_c(t) \quad (6)$$

که در آن  $\delta_c(t)$  به عنوان دستور مطلوب ورودی به مدل محرک و  $\delta(t)$  انحراف زاویه بالک متاثر از مدل محرک می‌باشد. در نهایت دینامیک‌های ماخ نیز بصورت زیر در نظر گرفته می‌شوند:

$$\dot{M}(t) = \frac{1}{V_s} [-|\eta(t)| \sin|\alpha(t)| + A_x M^2(t) \cos \alpha(t)], \quad M(0) = M_0 \quad (7)$$

ضرایب عددی مدل موشک و محرک در جدول ۱، پارامترهای متغیر موشک در جدول ۲ و پارامترهای طراحی خودخلبان موشک در جدول ۳ آمده‌اند.

جدول ۲. پارامترهای موشک		جدول ۱. ضرایب مدل موشک		
پارامتر	توضیح	پارامتر	مقدار	واحد
$\alpha$	زاویه حمله	$a_n$	19.34	$\text{rad}^{-3}$
M	عدد ماخ	$b_n$	-31.008	$\text{rad}^{-2}$
q	نرخ پیچ	$c_n$	-9.7174	$\text{rad}^{-1}$
$\eta$	شتاب عمودی موشک	$d_n$	-1.9481	$\text{rad}^{-1}$
$\eta_f$	شتاب عمودی مطلوب موشک	$a_m$	40.485	$\text{rad}^{-3}$
$\delta$	زاویه انحراف بالک دم	$b_m$	-64.166	$\text{rad}^{-2}$
جدول ۳. پارامترهای طراحی کنترل کننده		$c_m$	2.922	$\text{rad}^{-1}$
V	تابع لیپانوف	$d_m$	-11.803	$\text{rad}^{-1}$
s	سطح لغزش	$K_\alpha$	0.0207	$\text{s}^{-1}$
e	خطا	$K_q$	1.2320	$\text{s}^{-1}$
$L_g$	بیشینه اغتشاش اعمالی	$K_\eta$	0.6659	--
p, q	اعداد ثابت صحیح، مثبت و فرد	$\xi$	0.7	--
$\varphi$	مرتبه مشتق گیر و انتگرال گیر کسری	$\omega_a$	150.0	$\text{rad.s}^{-1}$
FO	مرتبه کسری	$\nu_s$	-315.89472	$\text{m.s}^{-1}$
IO	مرتبه صحیح	$A_x$	-1.9607424	--

### ۳- مروری بر تعاریف و ویژگی‌های محاسبات مرتبه کسری

محاسبات کسری تعمیمی از اپراتور انتگرال گیری و مشتق گیری  ${}_a D_t^r$  در مرتبه غیر صحیح است که  $a$  و  $t$  محدوده‌ی عمل را نشان می‌دهد و  $\Gamma$  مرتبه عملگر است [۳۵].

$${}_a D_t^r = \begin{cases} \frac{d^r}{dt^r} & R(r) > 0 \\ 1 & R(r) = 0 \\ \int_a^t d\tau^{-r} & R(r) < 0 \end{cases} \quad (8)$$

در این مقاله  $r \in R$  در نظر گرفته می‌شود، ولی در حالت کلی می‌تواند مختلط باشد و نیز  $R(r)$  بخش حقیقی  $r$  است. تعاریف بسیاری برای مشتق و انتگرال مرتبه کسری وجود دارد که دو تعریف کاپوتو (C) و ریمان-لیوویل (RL) پرکاربرد هستند. تعریف RL بصورت زیر بیان می‌شود [۳۵].

$${}^{RL}D_t^\varphi f(t) = \frac{1}{\Gamma(n-\varphi)} \frac{d^n}{dt^n} \int_a^t \frac{f(\tau)}{(t-\tau)^{\varphi-n+1}} d\tau \quad (9)$$

که در آن  $n-1 \leq \varphi < n$ ،  $n, \varphi > 0$  عضو مجموعه اعداد طبیعی و  $\Gamma(\cdot)$  تابع گاما است. و نیز تعریف C بصورت زیر بیان می‌شود [۳۵].

$${}_a^C D_t^\varphi f(t) = \frac{1}{\Gamma(n-\varphi)} \int_a^t \frac{f^{(n)}(\tau)}{(t-\tau)^{\varphi-n+1}} d\tau \quad (10)$$

رابطه تبدیل لاپلاس با تعریف مشتق RL بصورت (۱۱) بدست می آید [۳۵].

$$\int_0^\infty e^{-st} {}_a^C D_t^\varphi f(t) dt = s^\varphi F(s) - \sum_{k=0}^{n-1} s^k {}_a^C D_t^{\varphi-k-1} f(t)|_{t=0} \quad (11)$$

که در آن s متغیر لاپلاس است. در این مقاله FO نماد مرتبه کسری و IO نماد مرتبه صحیح در نظر گرفته می شود و  $\varphi$  مرتبه عملگر ریاضی است.

### خاصیت ۱ ([۳۵]):

رابطه زیر همواره برقرار است.

$$I^\varphi \{ {}^{RL} D^\varphi f(t) \} = f(t) - \frac{f_{1-\varphi}(0)}{\Gamma(\varphi)} t^{\varphi-1}, \quad f_{1-\varphi}(0) = \lim_{t \rightarrow 0} I^{1-\varphi} f(t) \quad (12)$$

در این رابطه  $I^\varphi$  نماد انتگرال گیر کسری در مرتبه  $\varphi$  است.

### خاصیت ۲ ([۳۵]):

برای  $\varphi > 0$  و عدد طبیعی n تساوی رابطه (۱۳) همواره برقرار است.

$$\frac{d^n}{dt^n} \{ {}^{RL} D^\varphi f(t) \} = {}^{RL} D^{n+\varphi} f(t) \quad (13)$$

## ۴- طراحی کنترل کننده مد لغزشی پیشنهادی و اعمال آن به مدل موشک

در این بخش به طراحی قانون کنترل مد لغزشی بهبود یافته با محاسبات مرتبه کسری پرداخته می شود. این قانون در قالب یک قضیه برای سیستم عمومی مرتبه دوم (۱۴) بیان شده و اثبات پایداری آن ارائه می شود.

$$\ddot{x}(t) = f(x,t)x(t) + g(x,t)u(t) + d(x,t) \quad (14)$$

که در آن  $f(x,t) = f_n(x,t) + \Delta f(x,t)$  و عبارت نامعینی ناشی از تغییر ساختار سیستم است و نیز  $g(x,t) = g_n(x,t) + \Delta g(x,t)$  که  $\Delta g(x,t)$  نامعینی های ورودی است. نیز اغتشاش خارجی وارد شده به سیستم است.

$L(x,t)$  نامعینی های تجمیع شده نامیده و به صورت زیر تعریف می شود [۲۹]:

$$L(x,t) = \Delta f(x,t)x(t) + \Delta g(x,t)u(t) + d(x,t) \quad (15)$$

فرض می شود که نامعینی های تجمیع شده، در نامعادله زیر صدق می کنند:

$$\|D^\varphi L(x,t)\| < \gamma \quad (16)$$

که در آن  $\gamma$  عددی مثبت است.

**قضیه:** برای سیستم عمومی (۱۴) سطح لغزش بصورت زیر تعریف می شود:

$$s = D^\varphi \dot{e} + \lambda e + \beta e^p = 0, \quad \varphi \in (0,1) \quad (17)$$

که در آن p و q اعداد صحیح مثبت و فرد هستند و  $\varphi$  مرتبه مشتق گیر است.  $\lambda$  و  $\beta$  نیز اعداد مثبت هستند و e خطای ردیابی است. اگر قانون کنترل پیشنهادی بصورت رابطه (۱۸) طراحی شود، خطای ردیابی به سمت صفر میل می کند.

$$u = g_n^{-1}(x, t)[-f_n(x, t)x(t) + \ddot{x}_d + D^{-\rho}(-\lambda \dot{e} - \beta \frac{q}{p} e^{\frac{q-1}{p}} \dot{e}) - D^{-\rho}(k \operatorname{sgn}(s))] , k = \zeta + \gamma \quad (18)$$

در این رابطه خطا به صورت  $e = x - x_d$  در نظر گرفته شده،  $\gamma$  کران بالای بخش نامعین،  $x_d$  ورودی مرجع و  $\zeta$  یک ثابت مثبت است. همچنین  $k$  عبارت رساننده است، که با برقراری شرط لغزش تعیین خواهد شد.

**اثبات:** تابع لیپانوف به فرم زیر در نظر گرفته می شود:

$$V = \frac{1}{2} s^2 \quad (19)$$

مشق زمانی رابطه (۱۹)، با در نظر گرفتن خاصیت ۲ بصورت زیر بدست می آید:

$$\dot{V} = s\dot{s} = s[D^\rho(f_n(x, t)x(t) + g_n(x, t)u(t) + L(x, t) - \ddot{x}_d) + \lambda \dot{e} + \beta \frac{q}{p} e^{\frac{q-1}{p}} \dot{e}] = s(-k \operatorname{sgn}(s) + D^\rho L(x, t)) \quad (20)$$

در کنترل مد لغزشی استاندارد، ورودی کنترل باید به نحوی طراحی شود که شرط لغزش زمان محدود زیر برقرار گردد:

$$\dot{V} = s\dot{s} \leq -\zeta |s| \quad (21)$$

که در آن  $\zeta$  یک ثابت مثبت است. با انتگرال گیری از طرفین شرط لغزش، مدت زمان همگرایی متغیر لغزش به صورت  $t_r \leq \frac{|s(0)|}{\zeta}$  بوده که در آن  $t_r$  مدت زمان صفر شدن متغیر لغزش است [۲۹]. برقراری این شرط تضمین می کند که متغیر لغزش در مدت زمان محدودی به صفر برسد و پایداری آن تضمین گردد.

حال برای برقراری شرط لغزش با استفاده از روابط (۲۰) و (۲۱) داریم:

$$-k|s| + sD^\rho L(x, t) \leq -\zeta|s| \Rightarrow k \geq \zeta + \frac{s}{|s|} D^\rho L(x, t) \quad (22)$$

برای برقراری رابطه بالا می توان بهره  $k$  را به صورت  $k = \zeta + \gamma$  انتخاب نمود، که در آن  $\gamma$  کران بالای  $D^\rho L(x, t)$  می باشد. در کنترل کننده طراحی شده (رابطه (۱۸))، می توان قدرت مشتق گیری و انتگرال گیری عملگر را با انتخاب مناسب مرتبه آن تنظیم کرد و به این دلیل در قانون پیشنهاد شده، با وجود استفاده از تابع علامت و تضمین پایداری سیستم حلقه بسته، میزان اثرات پدیده زیگزاک در مقایسه با روش کنترلی مد لغزشی مرتبه صحیح معادل آن، تا حدود زیادی کاهش می یابد.

حال قانون کنترل پیشنهادی برای معادلات کانال فراز موشک استخراج می شود. بدین منظور، برای پرهیز از حضور جمله مشتق انحراف بالک ( $\delta$ ) در طراحی خودخلبان موشک، از مدل تقریب زده شده موشک استفاده می شود و پس از طراحی خودخلبان، به مدل کامل موشک اعمال می شود. با توجه به اینکه  $d_m \ll d_n$ ، مدل ارائه شده در معادلات ۱ تا ۳ را می توان بصورت زیر تقریب زد:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}(t) &= K_\alpha M(t) C_n^*(\alpha(t), M(t)) \cos(\alpha(t)) + q(t) \\ \dot{q}(t) &= K_q M^2(t) C_m(\alpha(t), M(t), \delta(t)) \\ \eta(t) &= K_\eta M^2(t) C_n^*(\alpha(t), M(t)) \end{aligned} \quad (23)$$

معادلات تخمین زده شده فوق را می توان به شکل عمومی معادلات مرتبه دوم، به صورت زیر نوشت:



$$\begin{aligned} \dot{\eta} &= K_{\eta} M^2 \dot{\alpha} \frac{\partial C_n}{\partial \alpha} \\ \ddot{\eta} &= K_{\eta} M^2 \left( \ddot{\alpha} \frac{\partial C_n}{\partial \alpha} + \dot{\alpha}^2 \frac{\partial^2 C_n}{\partial \alpha^2} \right) = K_{\eta} M^2 \dot{\alpha}^2 \frac{\partial^2 C_n}{\partial \alpha^2} + \\ & K_{\eta} M^2 \frac{\partial C_n}{\partial \alpha} \left( K_{\alpha} M \dot{\alpha} \frac{\partial C_n}{\partial \alpha} \cos(\alpha) - K_{\alpha} C_n M \sin(\alpha) \dot{\alpha} + K_q M^2 C_m + K_q M^2 d_m \delta \right) \end{aligned} \quad (24)$$

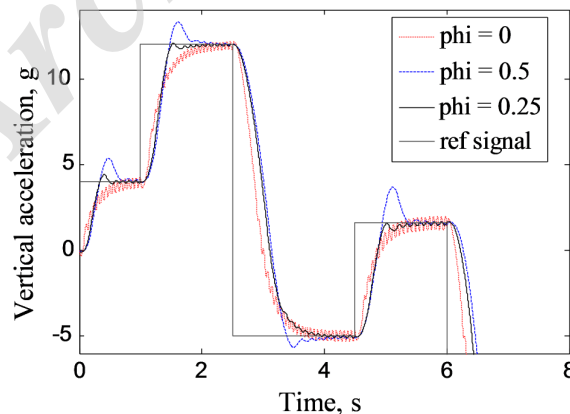
اکنون می‌توان با استفاده از رابطه (۱۸)، خودخلبان کانال فراز موشک را بصورت زیر بیان کرد:

$$\begin{aligned} \delta &= (K_{\eta} K_q M^4 \frac{\partial C_n^*}{\partial \alpha} d_m)^{-1} [-\{K_{\eta} M^2 \frac{\partial^2 C_n^*}{\partial \alpha^2} \dot{\alpha}^2 + K_{\eta} M^2 \frac{\partial C_n^*}{\partial \alpha} [K_{\alpha} M \frac{\partial C_n^*}{\partial \alpha} \dot{\alpha} \cos(\alpha) + K_q M^2 C_m^* - \\ & K_{\alpha} M C_n^* \dot{\alpha} \sin(\alpha)]\} + \ddot{x}_d + D^{-\rho} (-\lambda \dot{e} - \beta \frac{q}{p} e^{\frac{q-1}{p}}) - k D^{-\rho} \text{sgn}(s)] \end{aligned} \quad (25)$$

در این رابطه خطا به صورت  $e = \eta - \eta_d$  در نظر گرفته شده است، که در آن  $\eta_d$  شتاب مطلوب است.

## ۵- شبیه‌سازی

در این بخش نتایج شبیه‌سازی حاصل از اعمال خودخلبان پیشنهادی به معادلات موشک ارائه می‌گردد. برای این منظور، خودخلبان طراحی شده به معادلات ۱ تا ۷ اعمال می‌شود. در مقایسه دو روش، ضرایب یکسان در نظر گرفته شده‌اند، و تنها در روش پیشنهادی مرتبه انتگرال‌گیر به عنوان پارامتر انتخابی با مقدار  $\varphi = 0.3$  در نظر گرفته شده است. این انتخاب، با رسم خروجی‌ها به ازای تغییرات مرتبه انتگرال‌گیر انجام شده است. برخی منحنی‌ها به ازای تغییرات مختلف مرتبه انتگرال‌گیر در شکل ۱ آمده است. مشاهده می‌شود که به ازای  $\varphi = 0.3$  شکل موج خروجی از ویژگی‌های مطلوبی برخوردار است. مقدار سایر پارامترهای کنترل‌کننده، که در دو نوع کنترل‌کننده مد لغزشی مرتبه صحیح و کسری مشترک هستند، در جدول ۴ آمده‌اند. در شبیه‌سازی‌های مرتبه صحیح از معادله ۲۵ به ازای  $\varphi = 0$  استفاده شده است که معادل  $D^0 e(t) = e(t)$  می‌باشد. همچنین در تمامی شبیه‌سازی‌ها در نظر گرفته شده است.



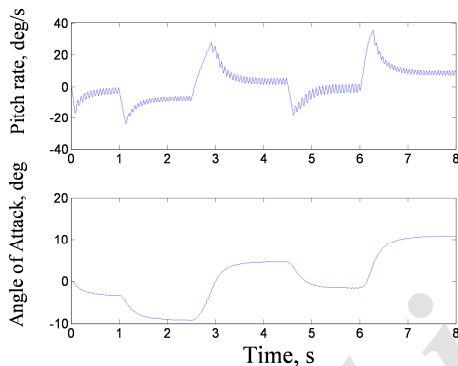
شکل ۱. ردیابی شتاب مرجع به ازای مقادیر مختلف  $\varphi$  در کنترل مرتبه کسری

جدول ۴. مقادیر عددی پارامترهای طراحی کنترل کنند

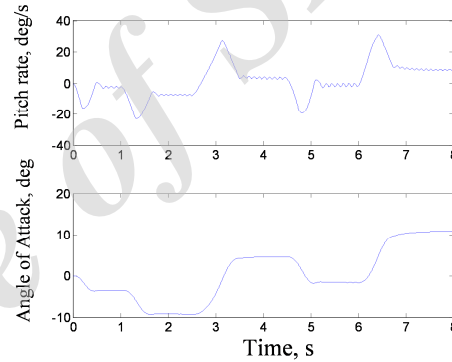
پارامتر	مقدار
$\lambda$	1.8
$\beta$	2.1
$k$	18
$p$	3
$q$	1
$\varphi$	0.3

### الف) شبیه‌سازی غیرخطی، مدل نامی

شکل‌های ۲ و ۳ مقایسه بین ردیابی شتاب مرجع در اعمال خودخلبان طراحی شده با کنترل مد لغزشی مرتبه صحیح و مرتبه کسری پیشنهادی را نشان می‌دهد. مقایسه نتایج نشان می‌دهد که در استفاده از کنترل مد لغزشی مرتبه کسری، ردیابی ورودی مرجع با نواسانات بسیار کمتری نسبت به مد لغزش مرتبه صحیح صورت گرفته است.

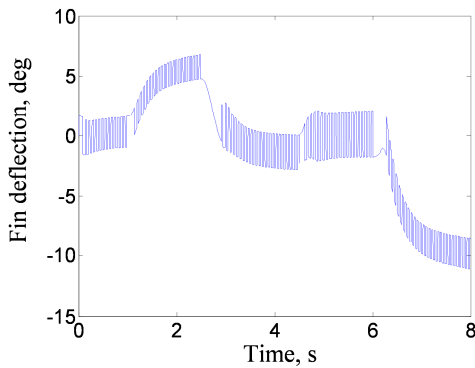


شکل ۳. ردیابی شتاب مرجع در کنترل مرتبه صحیح

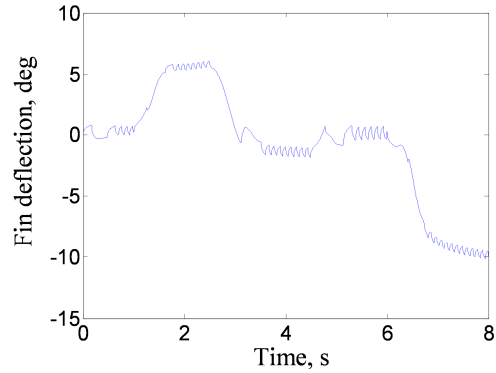


شکل ۲. ردیابی شتاب مرجع در کنترل مرتبه کسری

تلاش کنترلی به ازای دو روش ذکر شده، در شکل‌های ۴ و ۵ آمده است. این شکل‌ها نشان می‌دهند که در روش پیشنهاد شده، پدیده زیگزاک تا حدود بسیار زیادی برطرف شده است. در هر دو مورد از این شبیه‌سازی‌ها، از تابع علامت استفاده شده است و بدلیل استفاده از انتگرال‌گیر مرتبه کسری در تابع علامت، پدیده زیگزاک در روش کنترل مد لغزشی مرتبه کسری کاهش چشمگیری یافته است.

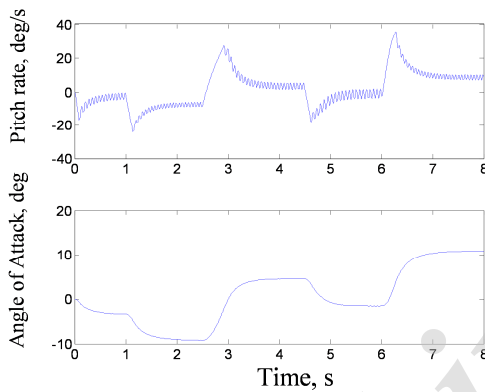


شکل ۵. تغییرات زاویه بالک در کنترل مرتبه صحیح

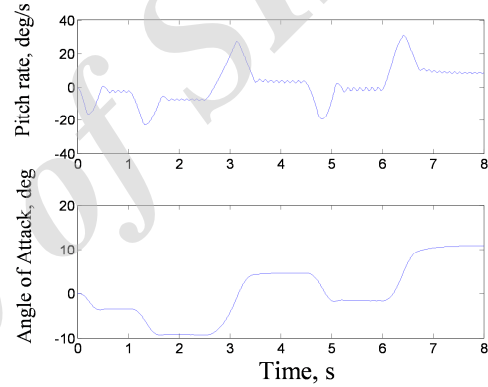


شکل ۴. تغییرات زاویه بالک در کنترل مرتبه کسری

حالت‌های سیستم که نرخ پیچ و زاویه حمله می‌باشند، در شکل‌های ۶ و ۷ آورده شده‌اند. کاهش پدیده نوسانات کنترل مد لغزشی، در این حالت‌ها نیز مشخص است. ملاحظه می‌شود که نوسانات، در روش کنترل مد لغزشی مرتبه کسری به میزان زیادی کاهش یافته است.

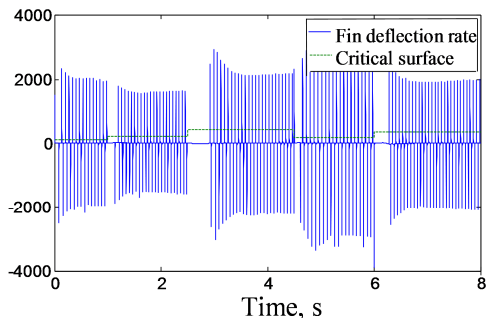


شکل ۷. حالت‌های سیستم در کنترل مرتبه صحیح

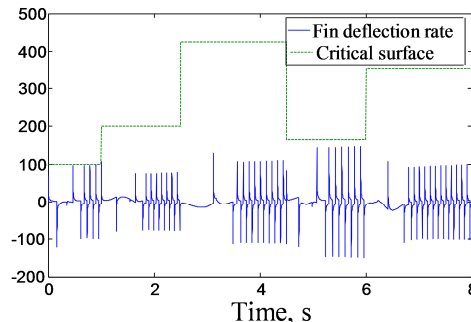


شکل ۶. حالت‌های سیستم در کنترل مرتبه کسری

از مشخصه‌های مهم کنترلی این سیستم که در مرجع [۳۴] آمده است، آن است که بیشینه نرخ ورودی کنترلی،  $\dot{\delta}_{max}$ ، به ازای هر تغییر ورودی به ازای  $lg(0 \rightarrow 1g)$  نباید از  $25 \text{ deg/s}$  تجاوز کند. برای بررسی این موضوع، نرخ ورودی کنترلی در شبیه‌سازی انجام شده در شکل‌های ۸ و ۹ آورده شده است.

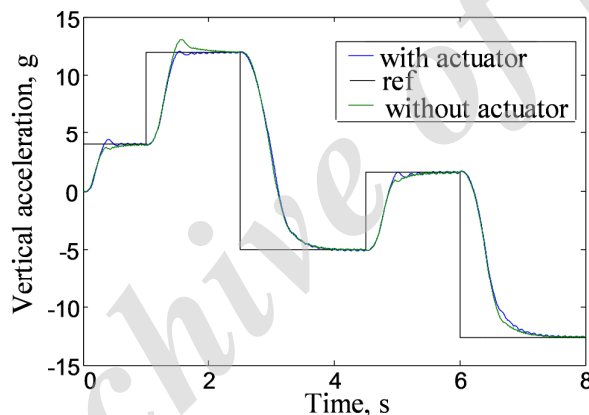


شکل ۹. نرخ تغییرات زاویه بالک در کنترل مرتبه صحیح



شکل ۸. نرخ تغییرات زاویه بالک در کنترل مرتبه کسری

با توجه به ورودی شتاب اعمال شده و نکته بیان شده، شکل‌های ۸ و ۹ نشان می‌دهند که در استفاده از روش کنترل مد لغزشی مرتبه صحیح، به دلیل وجود نوسانات در سیگنال کنترلی، بیشینه نرخ ورودی کنترلی از مقدار مجاز بیان شده بیشتر شده است. اما در استفاده از روش کنترلی مد لغزشی مرتبه کسری، به دلیل کاهش نوسانات ناشی از پدیده‌ی زیگزاک، بیشینه نرخ ورودی کنترلی در محدوده مجاز قرار دارد. لازم به ذکر است که تنظیم پارامترهای خودخلبان با اعمال مدل محرک صورت گرفته است. برای آگاهی از میزان اثر مدل محرک در شتاب خروجی، شبیه‌سازی شکل ۱۰ ارائه می‌شود.

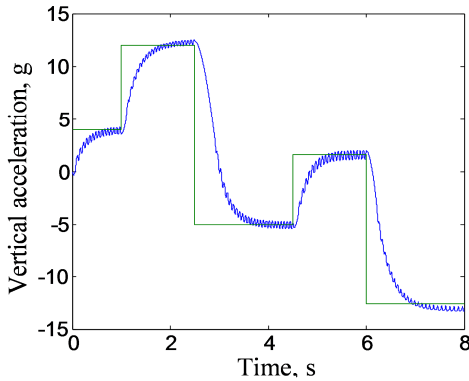


شکل ۱۰. اثر محرک در ردیابی شتاب مرجع

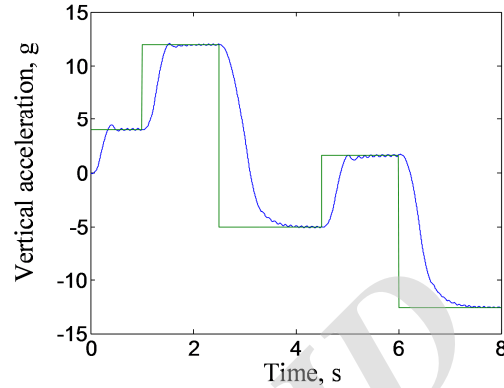
### ب) شبیه‌سازی غیرخطی، مدل با اعمال نامعینی

با استفاده از محاسبات مرتبه کسری برای بهبود عملکرد کنترل مد لغزشی مرتبه صحیح، خاصیت مقاوم بودن این روش کنترلی همچنان وجود دارد. برای نشان دادن این موضوع، با اعمال نامعینی به ضرایب آیرودینامیکی مدل، شبیه‌سازی خروجی ارائه می‌شود. یکی از ویژگی‌هایی که در طراحی خودخلبان باید مورد توجه قرار گیرد، آن است که کنترل‌کننده باید وظیفه خود را تا اعمال ۲۵ درصد نامعینی در مقدار ضرایب  $a_m, b_m, c_m$  و  $d_m$ ، به خوبی انجام دهد [۳۴]. برای بررسی این موضوع، در طراحی خودخلبان پیشنهادی، به میزان ۲۵ درصد نامعینی به ضرایب فوق اعمال شده (تنها در محدوده ۲۵ درصد و نه بصورت یکسان در همه ضرایب) و نتایج شبیه‌سازی برای هر دو نوع خودخلبان طراحی شده با کنترل‌کننده مرتبه صحیح و مرتبه کسری در شکل‌های ۱۱-۱۴ ارائه گردیده است. این نامعینی به صورت روابط (۲۶) در تمام دوره شبیه‌سازی به پارامترهای بیان شده اعمال شده است.

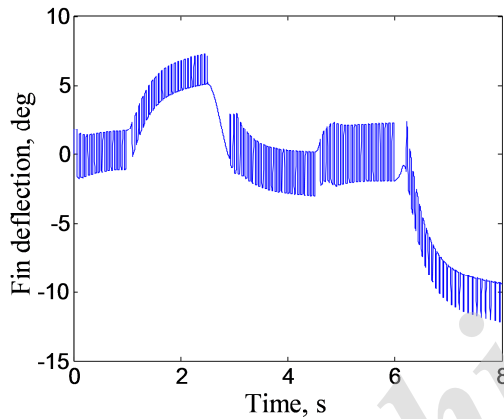
$$\begin{aligned} a_m &= a_m \pm 0.25 a_m \\ b_m &= b_m \pm 0.25 b_m \\ c_m &= c_m \pm 0.25 c_m \\ d_m &= d_m \pm 0.25 d_m \end{aligned} \quad (26)$$



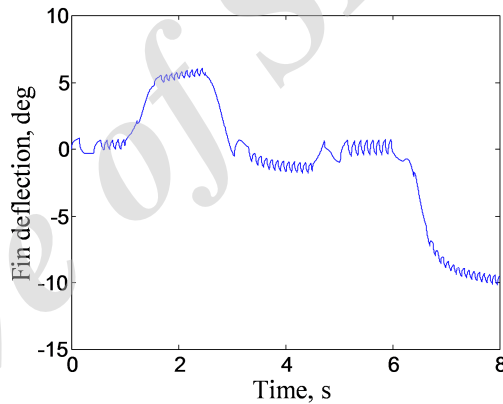
شکل ۱۲. ردیابی شتاب در کنترل مرتبه صحیح در حضور نامعینی



شکل ۱۱. ردیابی شتاب در کنترل مرتبه کسری در حضور نامعینی



شکل ۱۴. زاویه بالک در کنترل مرتبه صحیح در حضور نامعینی



شکل ۱۳. زاویه بالک در کنترل مرتبه کسری در حضور نامعینی

مشاهده می‌شود، با اعمال ۲۵ درصد نامعینی در ضرایب آیرودینامیکی،  $a_m, b_m, c_m$  و  $d_m$ ، ردیابی شتاب مرجع با اعمال خودخلبان پیشنهاد شده به خوبی صورت گرفته است و در استفاده از کنترل مرتبه کسری، ضمن کاهش چشمگیر پدیده زیگزاک، خروجی با خطای کمتری همگرا شده است.

## ۶- نتیجه گیری

در این مقاله روش نوینی از کنترل کننده مد لغزشی مرتبه کسری برای کاهش اثرات نامطلوب پدیده زیگزاک و هموارتر شدن سیگنال کنترلی در روش مد لغزشی ارائه شد. در روش پیشنهادی برخلاف اکثر روش‌های کاهش پدیده زیگزاک، تقریب و تخمینی صورت نگرفته و پایداری حلقه بسته تضمین شده باقی می‌ماند. روش پیشنهاد شده با هدف طراحی خودخلبان کانال پیچ، به معادلات سیستمیک موشک هوا به هوا اعمال شده و نتایج بدست آمده با نتایج حاصل از اعمال کنترل کننده مد لغزشی مرتبه صحیح مقایسه شد. نتایج این مقایسه نشان می‌دهد که در روش پیشنهادی، پدیده زیگزاک تا حد زیادی کاهش یافته و عملکرد آن

نیز بهبود یافته است. همچنین با اعمال نامعینی به ضرایب آیرودینامیکی و ارائه شبیه‌سازی‌ها، نشان داده شد که خاصیت مقاوم بودن روش پیشنهادی، علی‌رغم بهبود آن با محاسبات مرتبه کسری، همچنان وجود دارد.

## ۷- مراجع

- [1] V. Behnamgol, A.R. Vali, A. Mohammadi, "Design of Nonlinear and Robust Guidance Law Considering", *Journal of Nonlinear Systems in Electrical Engineering*, Vol.3, No.1, 2015, 122-137.
- [2] M.U. Salamci, M.K. Ozgoren, S.P. Banks, "Sliding Mode Control with Optimal Sliding Surfaces for Missile Autopilot Design", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, Vol. 23, 719-727.
- [3] I. Shkolnikov, Y.B. Shtessel, D. Lianos, A.T. Thies, "Robust Missile Autopilot Design via High-Order Sliding Mode Control", *AIAA Paper*, 2000.
- [4] A. Thukral, M. Innocenti, "A Sliding Mode Missile Pitch Autopilot Synthesis for High Angle of Attack Maneuvering", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 1998, Vol. 6, 359-371.
- [5] I. Shkolnikov, Y.B. Shtessel, D. Lianos, "Integrated Guidance-Control System of a Homing Interceptor: Sliding Mode Approach", *AIAA Paper*, 2001.
- [6] T. Shima, M. Idan, O.M. Golan, "Sliding-Mode Control for Integrated Missile Autopilot Guidance", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, Vol. 29, 250-260.
- [7] M. Idan, T. Shima, O.M. Golan, "Integrated sliding-mode autopilot-guidance for dual-control missile", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, no. 3, 2007, 1081-1089.
- [8] A. Koren, M. Idan, O.M. Golan, "Integrated sliding mode guidance and control for a missile with on-off actuators", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, 2008, 204-214.
- [9] F. Yeh, J. Huang, C. Huang, "Integrated Design of Ballistic Missile Guidance and Autopilot Using Adaptive Sliding Control with 5 DOF Inputs", *Proceedings of SICE Annual Conference*, 2011, 639-644.
- [10] D.C. Foreman, C.H. Tournes, Y.B. Shtessel, "Integrated Missile Flight Control Using Quaternion's and Third-order Sliding Mode Control", *International Symposium on System and Control in Aeronautics and Astronautics*, 2010, 1101-1104.
- [11] Z. Zhu, Y. Xia, M. Fu, "Back-stepping Sliding Mode Control for Missile Systems via Quaternions", *Proceedings of Chinese Control Conference*, 2009, 6089-6094.
- [12] Y. Feng, F. Han, X. Yu, "Chattering free full-order sliding-mode control", *Automatica*, Vol. 50, 2014, 1310-1314.
- [13] Y. Mondsal, C. Mahanta, "Chattering free adaptive multivariable sliding mode controller for systems with matched and mismatched uncertainty", *ISA Transactions*, Vol. 52, 2013, 335-341.
- [14] T.M. Atanackovic, S. Pilipovic, D. Zorica, "A diffusion wave equation with two fractional derivatives of different order", *Journal of Physics A*, 2007, Vol. 40, 5319-5333.
- [15] Y. Ding, H. Te, "A fractional-order differential equation model of CD4+ T-cells", *Mathematical and Computer Modelling*, 2009, vol. 50, 386-392.
- [16] R.L. Magin, "Fractional calculus in Bioengineering", *Begell House*, 2006.
- [17] B.J. Lurie, "Three parameters tunable Tilt-Integral Derivative (TID) controller", *US Patent*, US5371, 1994.
- [18] J. Sabatier, A. Oustaloup, A.G. Turricha, P. Lanusse, "CRONE control: Principles and extension to time-variant plants with asymptotically constant coefficients", *Nonlinear Dynamics*, 2002, Kluwer Academic Publishers, 363-385.
- [19] I. Podlubny, "Fractional order system and PID-controllers", *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1999, 208-214.

- [20] C.A. Monje, B.M. Vinagre, Y.Q. Chen, V. Feliu, P. Lanusse, J. Sabatier, "Proposals for fractional PID tuning", *Junta de Extremadura*, 2005, 2–7.
- [21] A.J. Calderon, B.M. Vinagre, V. Feliu, "Fractional order control strategies for power electronic Buck converters", *Signal Processing*, 2006, Vol. 86, 2803–2819.
- [22] R. El-Khazali, W. Ahmad, Y. Al-Assaf, "Sliding mode control of generalized fractional chaotic systems", *International Journal of Bifurcations and Chaos*, Vol. 16, 2006, 3113–3152.
- [23] M.O. Efe, C.A. Kasnakoglu, "Fractional adaptation law for sliding Mode control", *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, Vol. 22, 2008, 968–986.
- [24] M.S. Tavazoei, M. Haeri, "Synchronization of chaotic fractional order systems via active sliding mode controller", *Physica A: Statistical Mechanics and its Applications*, Vol. 387, 2008, 57–70.
- [25] A. Si-Ammour, S. Djennoune, M. Bettayeb, "A sliding mode control for linear fractional systems with input and state delays", *Communications in Nonlinear Sciences and Numerical Simulations*, Vol. 14, 2009, 2310–2318.
- [26] S. Dadras, H.R. Momeni, "LMI-based fractional order surface design for integral sliding-mode control of uncertain fractional order nonlinear systems", *Proceeding of FDA'10, The 4th IFAC Workshop on Fractional Differentiation and its Applications*, Badajoz, Spain, 2010.
- [27] A. Pisano, Z. Jelcic, E. Usai, "Sliding mode control approaches to the robust regulation of linear multivariable fractional order dynamics", *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, Vol. 20, 2010, 2021–2044.
- [28] A. Pisano, M. R. Rapaic, Z. D. Jelcic, E. Usai, "On second-order sliding-mode control of fractional-order dynamics", *American Control Conference Marriott Waterfront*, Baltimore, USA, 2010.
- [29] S. Dadras, H. Momeni, "Fractional terminal sliding mode control design for a class of dynamical systems with uncertainty", *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*, 2012, Vol. 17, 367-377.
- [30] Y. Li, Y.Q. Chen, I. Podlubny, "Mittag-Leffler stability of fractional order nonlinear dynamic systems", *Automatica*, Vol. 45, 2009, 1965–1969.
- [31] S.J. Sadati, D. Baleanu, A. Ranjbar, R. Ghaderi, T. Abdel-jawad (Maraaba), "Mittag-Leffler stability theorem for fractional nonlinear systems with delay", *Hindawi Publishing Corporation, Abstract and Applied Analysis*, Vol. 2010, 2010, 1–7.
- [32] J. Bai, Y. Yu, "Sliding mode control of fractional-order hyperchaotic systems", *International Workshop on Chaos-Fractional Theory and its Applications*, 2010.
- [33] M.P. Aghababa, "No-chatter variable structure control for fractional nonlinear complex systems", *Nonlinear Dynamics*, Vol. 73, 2013, 2329–2342.
- [34] S. Theodoulis, G. Duc, "Missile Autopilot Design: Gain-Scheduling and the Gap Metric", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 32, 2009, 986–996.
- [35] A. Pisano, M. Rapaic, Z. Jelcic, E. Usai, "Nonlinear fractional PI control of a class of fractional order systems", *IFAC Conference on Advances in PID Control*, 2012, 637-642.