

طراحی اتوپایلوت شتاب با استفاده از روش مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام برای کانال فراز جسم پرنده

ارشیا بادی^۱ احمدرضا ولی^۲ وحید بهنام گل^۳

۱- دانشجوی دکتری- گروه کنترل، واحد دماوند، دانشگاه آزاد اسلامی، دماوند- ایران

arshiabadi@damavandiau.ac.ir

۲- دانشیار- دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر- دانشگاه صنعتی مالک اشتر - تهران - ایران

vali@mut.ac.ir

۳- دکتری- دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر- دانشگاه صنعتی مالک اشتر - تهران- ایران

yahi_behnamgol@mut.ac.ir

چکیده: در این مقاله یک اتوپایلوت جدید با استفاده از روش مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام طراحی شده است. اتوپایلوت طراحی شده در برابر نامعینی‌ها و عدم قطعیت‌ها عملکرد مناسبی دارد، همچنین تضمین همگرایی زمان محدود، کاهش اثر نوسانات ناخواسته، افزایش دقت کنترل و عدم نیاز به مشتق متغیر لغزش از ویژگی‌های دیگر این روش کنترلی است. یکی از ویژگی‌های این روش، بهره‌های تطبیقی آن بوده که بدون داشتن اطلاعات از نامعینی‌ها و عدم قطعیت‌ها قابل پیاده‌سازی است. اتوپایلوت طراحی شده شامل دو بخش داخلی و خارجی بوده که برای هر بخش با روشی یکسان طراحی شده است. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد سیگنال مرجع در اتوپایلوت طراحی شده با روش مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام نسبت به روش پسگام استاندارد، مد لغزشی مرتبه اول و مد لغزشی مرتبه اول تطبیقی پسگام سریع‌تر و مقاوم‌تر ردیابی می‌شود.

واژه‌های کلیدی: اتوپایلوت، کانال فراز، تئوری مد لغزشی مرتبه دوم، پسگام، تطبیقی

تاریخ ارسال مقاله : ۱۳۹۶/۰۲/۱۰

تاریخ پذیرش مشروط مقاله: ۱۳۹۷/۰۲/۰۱

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۷/۱۱/۰۱

نام نویسنده‌ی مسئول: دکتر احمدرضا ولی

نشانی نویسنده‌ی مسئول: تهران - دانشگاه صنعتی مالک اشتر

فهرست علائم و نشانه‌ها

متغیرها	مجموعه‌ها
$T_x(t)$ نیروی پیشرانس در زمان t	$C_{m...}$ ضرایب آئرو دینامیکی پایداری کانال فراز
$I_{yy}(t)$ ممان اینرسی حول محور ارتفاع در زمان t	t اندیس زمان
Q دینامیک فشار در سرعت خطی و ارتفاع	k بهره تطبیقی
V_m سرعت جسم پرنده به صورت تابعی از سرعت های خطی	پارامترها
$\rho(h)$ چگالی هوا از سطح دریا تابعی از ارتفاع	X_e محور طولی در مختصات زمینی
$V_s(h)$ سرعت صوت در ارتفاع	Y_e محور عرضی در مختصات زمینی
M عدد ماخ	Z_e محور کانال گردش در مختصات زمینی
a_z شتاب در کانل فراز	X_b محور طولی در مختصات بدنی
a_{zb} شتاب کنترل شده در کانال فراز	Y_b محور عرضی در مختصات بدنی
ζ_d ورودی کنترلی مجازی	Z_b هزینه روشن و خاموش شدن واحد i
x متغیر حالت در زمان t	θ زاویه اویلر محور فراز
S متغیر لغزش	φ زاویه اویلر محور چرخش
b نامعینی	ψ زاویه اویلر محور گردش
g تابع نامعینی در زمان t	u مؤلفه‌های سرعت وارد بر موشک در محور چرخش دستگاه بدنی.

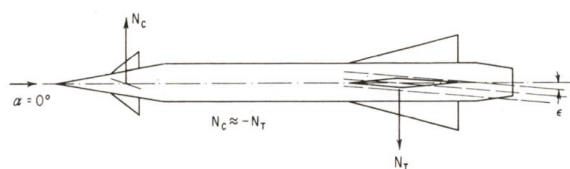
۱- مقدمه

در زمینه طراحی اتوپایلوت، سیستم کنترل با پاسخ سریع بسیار حیاتی است. برخی از روشهای سنتی طراحی اتوپایلوت به اندازه کافی سریع نیستند [۱]. به همین دلیل طراحی اتوپایلوت بیش از پیش مورد توجه قرار گرفته است. طراحی اتوپایلوت برای جسم پرنده از حوزه‌های جذاب علم کنترل است که علت آن دینامیک غیرخطی و تنوع پارامترها به شمار می‌آید [۲]. استفاده از روش‌های پیشرفته و ایجاد هم زمانی بین قطعات الکترونیک در اجرای فرامین اتوپایلوت نیز از مباحث مهم در این حوزه است. [۳]

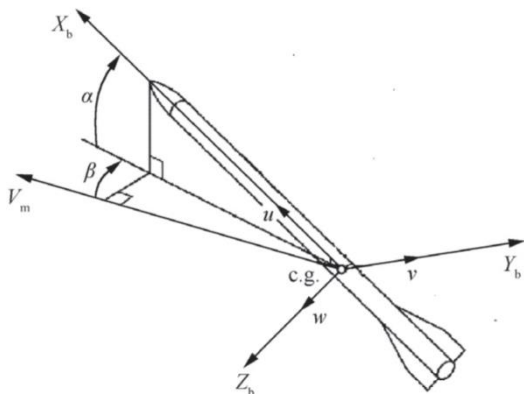
در سالیان گذشته و به تدریج اخیر روش‌های طراحی اتوپایلوت پیشرفت‌هایی داشته است و محققان توانسته‌اند با بهره‌گیری از روش‌های نوین کنترلی برخی معایب روش‌های قبلی را برطرف سازند. از جمله روش‌های طراحی اتوپایلوت خطی سازی مدل دینامیکی در اطراف نقاط تعادل ثابت بود؛ که به این تکنیک (جدول بندی بهره) گفته می‌شود [۴]. جدول بندی بهره به‌طور گسترده برای طراحی اتوپایلوت موشک با خطی سازی معادلات پیچیده برای شرایط مختلف استفاده شده است که به‌نوعی بکار بردن تکنیک طراحی خطی برای مدل‌های ثابت است [۵] و [۶]، در مرجع [۷] و [۸] کنترل غیرخطی را که به‌منظور کنترل کانال فراز مورد استفاده قرار می‌گیرد، طراحی کرده‌اند به همین دلیل کنترل تطبیقی غیرخطی برای طراحی بسیار مؤثر واقع می‌شود. در مرجع [۹] و [۱۰] معادلات دینامیکی برای فیدبک خطی ساز مورد استفاده قرار گرفته است؛ اما این روش هنگامی که غیرخطی‌های سیستم افزایش یابد، کاهش عملکرد را در بر خواهد داشت که ناشی از خطای فیدبک خطی ساز است. دومین روش

v مؤلفه‌های سرعت وارد بر موشک در محور فراز دستگاه بدنی.	v
w مؤلفه‌های سرعت وارد بر موشک در محور گردش دستگاه بدنی.	w
q سرعت زاویه ای در محور فراز	q
F_{xb} بردار نیرو وارد شده بر جسم پرنده در جهت طولی مختصات بدنی	F_{xb}
F_{zb} بردار نیرو وارد شده بر جسم پرنده در جهت عمودی مختصات بدنی	F_{zb}
m وزن جسم پرنده	m
s مساحت مرجع	s
ρ_0 چگالی هوا از سطح دریا	ρ_0
T_0 مقدار دما از سطح دریا	T_0
l قطر	l
L نرخ لیپس	L
R نرخ گرمایی ویژه	R
C_x نیروی ضریب درگ	C_x
δ_p زاویه بالک در کانال فراز	δ_p
g شتاب گرانش	g
$\lambda_{inner_autopilot}$ ضریب بهره اتوپایلوت داخلی	$\lambda_{inner_autopilot}$
$\lambda_{outer_autopilot}$ ضریب بهره اتوپایلوت خارجی	$\lambda_{outer_autopilot}$
ω_z بسامد زاویه ای	ω_z
A دامنه ورودی	A

پارامترها در مختصات زمینی به صورت (X_e, Y_e, Z_e) خواهد بود. در این سیستم مختصات راست‌گرد، $X_e - Z_e$ در صفحه افقی قرار دارند و محور Z_e به سمت پایین و به شکل عمودی در مسیر جاذبه قرار دارد. دومین سیستم مختصات، سیستم محوری بدنه است که با پارامترهای (X_b, Y_b, Z_b) با بدنه جسم پرنده در ارتباط است که با جسم پرنده حرکت می‌کند. به این سیستم مختصات بدنی می‌گویند. محور X_b به صورت مثبت هم‌زمان با محور مرکز جسم پرنده است (محور طولی) و یا مسیر روبه‌جلو است. محور Y_b در سمت راست محور X_b در صفحه افقی است و برای محور فراز^{۱۱} طراحی شده است. محور Z_b نیز محور کانال گردش است و به شکل مثبت به سمت پایین است. زوایای اوایلر (ψ, ϕ, θ) که به صورت متداول استفاده می‌شوند برای تعریف وضعیت جسم پرنده در ارتباط با محورهای زمینی هستند [۱۴، ۱۵].



(الف)



(ب)

شکل (۱): (الف) جهت محور مختصات جسم پرنده
(ب) پیکر بندی کانارد، نیروهای وارده بر موشک

معادلات دینامیکی جسم پرنده با توجه به فرضیات به صورت ذیل است [۱۶] و [۱۷]، معادلات سرعت خطی اجزا جسم پرنده در کانال فراز به صورت معادلات (۱) و (۲) خواهد بود:

$$\dot{u} = -qw + \frac{F_{xb}}{m(t)} \quad (1)$$

$$\dot{w} = qu + \frac{F_{zb}}{m(t)} \quad (2)$$

در معادله (۳)، (۴) بردار نیروهای وارد شده بر جسم پرنده در سه جهت در مختصات بدنی را با توجه به فرضیات مدل‌سازی مشاهده می‌کنید:

پسگام است. این روش یک روش بازگشتی است که با انتخاب یک تابع لیبانوف طراحی کنترل‌کننده را صورت می‌دهد. در آخر کنترل مد لغزشی در طراحی در نظر گرفته شده است که برای تضمین پایداری و عملکرد زمانی باوجود عدم قطعیت با مرزهای محدود بسیار مناسب است [۱۳]، اما این روش نیز دارای معایبی از جمله مشکل نوسانات ناخواسته^۲ و دینامیک‌های فرکانس بالای مدل نشده سیستم را شامل می‌شود. یکی از روش‌ها برای حل این مشکل ترکیب کنترل مد لغزشی با بهره تطبیقی است [۹]. اگرچه که در این روش مسئله اثر نوسانات ناخواسته برطرف نمی‌شود. هدف از این مقاله نیز طراحی کنترل مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فراپیش است. در مرجع [۱۱] روشی بر مبنای کنترل پیش بین ارائه گردیده است که عملکرد بهینه‌ای را از خود به جا می‌گذارد. کنترل‌کننده‌های مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی، از جمله الگوریتم فراپیش، می‌تواند به شکلی قدرتمند مشکل به حداقل رساندن متغیر لغزش در زمان محدود در حضور محدودکننده‌های ضرب شونده و جمع شونده را حل کند به شرطی که محدوده آشفتگی مشخص باشد [۱۳]. در این مقاله ما به دنبال بهره تطبیقی برای الگوریتم فراپیش هستیم که قادر به حل این مشکل به‌وسیله تولید مستمر تابع کنترل (تضعیف نوسانات ناخواسته) است. بایستی به این نکته توجه داشت که استفاده از روش‌های مد لغزشی مرتبه بالا اثر نوسانات ناخواسته را نیز کاهش می‌دهد [۱۲].

در ادامه در بخش دوم این مقاله نسبت به مدل‌سازی جسم پرنده با بالک کنترلی کانارد^۳ خواهیم پرداخت، سپس در بخش دوم نسبت به طراحی اتوپیلوت شتاب می‌پردازیم و با استفاده از روش گام به عقب مد لغزشی و در ادامه روش مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فراپیش، کنترل‌کننده مناسب را برای سیستم طراحی می‌کنیم، سپس در بخش چهارم نتایج به‌دست‌آمده را بررسی کرده و در نهایت در بخش پنجم نتایج به‌دست‌آمده تشریح گردیده است.

۲- مدل‌سازی ریاضی

فرض‌های در نظر گرفته شده برای جسم پرنده به صورت زیر است: مقدار زاویه کانال چرخش^۴، گردش^۵ و همچنین زوایای اوایلر^۶ وابسته به آن‌ها در این مقاله صفر در نظر گرفته شده‌اند. $(P=0, r=0)$ ، جسم پرنده یک محور متقارن و صلیبی^۷ شکل دارد. همچنین برای جسم پرنده کوتاه برد، زمین به صورت صاف و بدون چرخش در نظر گرفته می‌شود و دارای سطوح کنترلی آئرو دینامیکی^۸ با بالک‌های کانارد است. موضوع بسیار جالبی که در پیکربندی کانارد مطرح است سادگی ذاتی آن است، بعلاوه تغییر در مکان مرکز ثقل در اثر تغییر طراحی ممکن است که به سادگی قابل تطبیق با مکان جدید بال باشد، همچنین به دلیل کوچکی ابعاد سطوح تولید برآ^۹، پسا^{۱۰}ی کلی و وزن موشک نیز کم است.

$$M = \frac{V_m}{V_s(h)} \quad (14)$$

در معادلات بالا L مقدار لیپس، T_0 دمای اولیه در نظر گرفته شده از سطح دریا است. همچنین $V_s(h)$ سرعت صوت در ارتفاع h است و R نرخ گرمایی ویژه است. همچنین M عدد ماخ^{۱۳} می باشد. γ نیز مشخصه ثابت گاز است [۲۸].

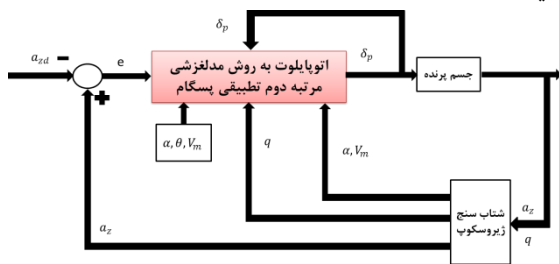
مقادیر عددی در نظر گرفته شده برای جسم پرنده و شرایط محیطی پرتاب در جدول (۱) موجود است [۱۴، ۲۸].

جدول (۱): پارامترهای عددی مربوط به شرایط اولیه جسم پرنده

پارامترها	تعریف	مقدار	واحد
l	قطر	۰،۰۷۱	متر
S	مساحت مرجع	۰،۰۰۳۹	مترمربع
ρ_0	چگالی هوا از سطح دریا	۱،۲۲۵۵	کیلوگرم بر مترمکعب
T_0	مقدار دما از سطح دریا	۲۸۸،۱۵	کلوین
L	نرخ لیپس	۰،۰۰۶۵	کیلوگرم بر متر
R	نرخ گرمایی ویژه	۱،۴	-
γ	مشخصه ثابت گاز	۲۸۷،۰۵	ژول بر کیلوگرم بر کلوین
m	وزن جسم پرنده	۱۰	کیلوگرم

۳- طراحی اتوپایلوت شتاب

به منظور طراحی اتوپایلوت بر اساس شتاب در این مقاله نسبت به طراحی دو بخش کنترلی اتوپایلوت می پردازیم. این دو بخش شامل اتوپایلوت خارجی و اتوپایلوت داخلی است [۲۸]. در شکل (۲) ساختار بلوک اتوپایلوت شتاب در نظر گرفته برای این مقاله را مشاهده می کنید:



شکل (۲): بلوک دیگرام اتوپایلوت شتاب جسم پرنده

هدف از اتوپایلوت خارجی شتاب تولید مقادیر نرخ زاویه دستوری فراز (q_d) که با شتاب دستوری (a_{zd}) معرفی می شود، است [۲۹]. همچنین هدف از اتوپایلوت داخلی تولید مقدار زاویه بالک (δ_p) برای زاویه (q_d) است، شکل (۳).

$$F_{xb} = T_x(t) - sQ(h, V_m)C_x - m(t)g \sin \theta \quad (3)$$

$$F_{zb} = -sQ(h, V_m) \left[C_{\alpha} a + C_{\delta_p} \delta_p \right] + m(t)g \cos \theta \cos \varphi \quad (4)$$

همچنین معادله دورانی نیز در کانال فراز به صورت رابطه (۵) خواهد بود.

$$\dot{q} = \frac{sQ(h, V_m)l}{I_{yy}(t)} \left[C_{m\alpha} a + C_{m\delta_p} \delta_p + \frac{C_{mq}ql}{2V_m} \right] \quad (5)$$

همچنین زاویه حمله جسم پرنده است را به شکل (۶) خواهیم داشت:

$$\dot{\alpha} = q + \frac{1}{m(t)V_m} [F_{zb} \cos \alpha - F_{xb} \sin \alpha] \quad (6)$$

زاویه اوایلر جسم پرنده و ارتفاع آن نیز در کانال فراز با توجه به مفروضات به صورت رابطه (۷) و (۸) خواهد بود:

$$\dot{\theta} = q \quad (7)$$

$$\dot{h} = V_m \sin(\theta - \alpha) \quad (8)$$

در معادلات بالا S سطح مرجع آئرو دینامیکی در m^2 ، l مشخصه طول جسم پرنده بر حسب متر است، g شتاب گرانشی $\frac{m}{s^2}$ ، $T_x(t)$ تابع پیشران^{۱۴} در محور X_b در نیوتن، m جرم جسم پرنده C_x نیروی ضریب درگ، $C_{m\alpha}$ ، $C_{m\delta_p}$ ، C_{mq} ضرایب آئرو دینامیکی پایداری کانال فراز هستند. δ_p زاویه بالک در کانال فراز بر حسب رادیان هستند. t نیز زمان پرواز است. [۲۸]

مقدار سرعت جسم پرنده و دینامیک فشار آن که به ترتیب تابعی از معادلات سرعت خطی و ارتفاع و زوایای جسم پرنده است که به شکل معادله (۹) و (۱۰) است.

$$V_m = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (9)$$

$$Q(h, V_m) = 0.5 \rho(h) V_m^2 \quad (10)$$

در معادلات بالا ρ_0 چگالی هوا از سطح دریا در $\frac{kg}{m^3}$ و V_m سرعت اندازه گیری شده جسم پرنده است.

خروجی کنترل شده شتاب در کانال فراز به صورت رابطه (۱۱) تعریف می گردد [۲۶].

$$a_{zb} = \frac{F_{zb}}{m(t)} \quad (11)$$

مدل ریاضی دینامیک های چگالی هوا و سرعت صوت که تابعی از ارتفاع (h) هست به صورت زیر تعیین شده است.

$$\rho(h) = \rho_0 \left(1 - \frac{L}{T_0} h \right)^{\frac{\gamma}{LR} - 1} \quad (12)$$

$$V_s(h) = \sqrt{\gamma R (T_0 - Lh)} \quad (13)$$

$$D_{\delta_p} = -\frac{sC_{\delta_p}}{m(t)} \dot{Q} \quad (22)$$

۳-۱-۱- روش پسگام

پسگام^{۱۴} روشی برگشتی است که می‌تواند ما را در دستیابی به این تابع کمک کند. یکی از مزایای عمده این روش جلوگیری از حذف دینامیک‌های غیرخطی سیستم است. در واقع پسگام گسترش روش فیدبک حالت از سیستم‌های خطی به غیرخطی است که در این راستا از تئوری‌های لیاپانوف^{۱۵} استفاده می‌شود [۱۶].

این روش برای مدل خاصی از سیستم‌های غیرخطی که سیستم‌های فیدبک صریح نامیده می‌شوند، به کار می‌رود. این سیستم‌ها با رابطه (۲۳) نمایش داده می‌شوند.

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = f_1(z_1) + g_1(z_1)z_2 \\ \dot{z}_2 = f_2(z_1, z_2) + g_2(z_1, z_2)z_3 \\ \vdots \\ \dot{z}_{n-1} = f_{n-1}(z_1, \dots, z_{n-1}) + g_{n-1}(z_1, \dots, z_n)z_n \\ \dot{z}_n = f_n(z_1, \dots, z_n) + g_n(z_1, \dots, z_n)u \end{cases} \quad (23)$$

در مرجع [۱۹] با استفاده از مدل رابطه بالا برای تعیین تابع لیاپانوف و سیگنال کنترلی u یک الگوریتم برگشتی ارائه شده است. در این الگوریتم در مرحله اول با فرض معلوم بودن تابع لیاپانوف $V(z_1)$ و سیگنال کنترلی z_2 برای جمله اول، تابع لیاپانوف و مقدار سیگنال کنترلی برای دو حالت z_1, z_2 به دست می‌آیند. در مرحله بعدی z_3 به عنوان سیگنال کنترلی در نظر گرفته می‌شود و مقدار آن بر حسب حالات قبل به دست آمده و تابع لیاپانوف محاسبه می‌گردد. این سلسله عملیات ادامه می‌یابد تا سرانجام در مرحله آخر تابع لیاپانوف کل سیستم و همچنین سیگنال کنترلی u تعیین شوند.

روش پسگام دارای معایب زیر است [۱۸]:

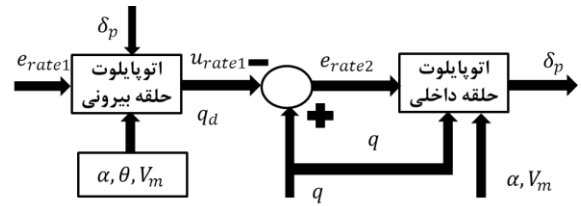
- این روش کاربرد محدودی دارد و فقط برای دسته خاصی از سیستم‌های غیرخطی که بتوان آن‌ها را با رابطه (۱) نمایش داد، قابل استفاده است.
- این روش برای یک سیستم با n حالت، دارای $n-1$ مرحله برگشتی است که حجم محاسباتی بسیار زیادی را به دنبال دارد.

۳-۱-۱- طراحی به روش پسگام

ایده پسگام، اصول طراحی لیاپانوف را برای سیستم‌هایی با مرتبه بالا به کار می‌برد. برای تشریح این روش با سیستم مرتبه دوم (۲۴) شروع می‌کنیم:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + \xi \\ \dot{\xi} = f(x, \xi) + u \end{cases} \quad (24)$$

برای طراحی به روش پسگام ابتدا با معادله اول رابطه بالا شروع کرده و در این رابطه ξ به صورت ورودی مجازی در نظر گرفته می‌شود. سپس این ورودی مجازی طوری طراحی می‌شود که x را کنترل کند.



شکل (۳): مجموعه اتوپیلوت داخلی و خارجی

برای دستیابی به رابطه کنترلی برای اتوپیلوت خارجی ابتدا از رابطه (۱۱) مشتق گرفته و رابطه (۱۵) را داریم [۲۸]:

$$\dot{a}_z = \frac{\dot{F}_{zb}}{m(t)} - \frac{\dot{m}}{m^2(t)} F_{zb} \quad (15)$$

حال با جایگذاری رابطه (۴) در معادله (۱۵) و اعمال مشتق گیری معادله (۱۶) را خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{a}_z &= \frac{\dot{F}_{zb}}{m(t)} - \frac{\dot{m}}{m^2(t)} F_{zb} \\ &= -\frac{sC_{\alpha}}{m(t)} Q \dot{\alpha} - \frac{sC_{\alpha}}{m(t)} \alpha \dot{Q} - \frac{sC_{\delta_p}}{m(t)} \delta_p \dot{Q} \\ &\quad - \frac{sC_{\delta_p}}{m(t)} Q \dot{\delta}_p - g \dot{\theta} \sin \theta + \frac{\dot{m}}{m(t)} - \frac{\dot{m}}{m^2(t)} F_{zb} \end{aligned} \quad (16)$$

سپس با مرتب‌سازی رابطه (۱۷) را داریم:

$$\begin{aligned} \dot{a}_z &= -\frac{sC_{\alpha}}{m(t)} Q q - \frac{sC_{\alpha} Q}{m(t) V_m \cos \beta} [F_{zb} \cos \alpha - F_{xb} \sin \alpha] \\ &\quad - \frac{sC_{\alpha}}{m(t)} \alpha \dot{Q} - \frac{sC_{\delta_p}}{m(t)} \delta_p \dot{Q} - \frac{sC_{\delta_p}}{m(t)} Q \dot{\delta}_p \\ &\quad - g q \sin \theta + \frac{\dot{m}}{m(t)} g \cos \theta - \frac{\dot{m}}{m^2(t)} F_{zb} \end{aligned} \quad (17)$$

حال با ساده‌سازی روابط به صورت روابط مرکب (۱۸) را داریم:

$$\begin{aligned} \dot{a}_z &= [N_{\alpha} - g \sin \theta] q + \\ &\quad \frac{N_{\alpha}}{m(t) V_m} [F_{zb} \cos \alpha - F_{xb} \sin \alpha] + D_{\alpha} \alpha + \\ &\quad D_{\delta_p} \delta_p + N_{\delta_p} \dot{\delta}_p + \frac{\dot{m}}{m(t)} g \cos \theta - \frac{\dot{m}}{m^2(t)} F_{zb} \end{aligned} \quad (18)$$

با توجه به رابطه بالا ضرایب $N_{\alpha}, N_{\delta_p}, D_{\alpha}, D_{\delta_p}$ به صورت روابط (۱۹) تا (۲۲) تعریف می‌شود:

$$N_{\alpha} = -\frac{sC_{\alpha}}{m(t)} Q \quad (19)$$

$$N_{\delta_p} = -\frac{sC_{\delta_p}}{m(t)} Q \quad (20)$$

$$D_{\alpha} = -\frac{sC_{\alpha}}{m(t)} \dot{Q} \quad (21)$$

بنابراین ورودی مجازی رابطه (۲۵) مقدار مطلوب متغیر دوم خواهد بود که منجر به کنترل X می‌شود:

$$\zeta_d = u_v \quad (25)$$

حال در گام دوم ورودی کنترل اصلی طوری طراحی می‌شود که ζ_d به ζ برسد، هرچه مرتبه سیستم بالاتر رود تعداد گام‌های طراحی نیز افزایش خواهد یافت.

۳-۲- کنترل مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی با استفاده الگوریتم فراپیش

به منظور تشریح الگوریتم مورداستفاده بر اساس مرجع [۱۳] سیستم غیرخطی و نامعین (۲۶) را خواهیم داشت:

$$\dot{x} = f(x,t) + h(x,t)u \quad (26)$$

که در سیستم (۲۶) بردار حالت $x \in IR^n$ ، ورودی کنترلی $f(x,t) \in IR^n$ ، $u \in IR$ جزء دیفرانسیلی. فرض می‌شود که:

۱- متغیر لغزش $S = S(x,t) \in IR$ برای سیستم (۲۶) طراحی شده است و به منظور جبران دینامیک‌های سیستم در مد لغزش $S = S(x,t) = 0$.

۲- در سیستم (۲۶) درجه نسی ورودی خروجی دینامیک‌ها یک است و همچنین دینامیک داخلی پایدار است.

بنابراین، دینامیک‌های ورودی خروجی به صورت (۲۷) می‌تواند نشان داده شود:

$$\begin{aligned} \dot{S} &= \frac{\partial S}{\partial t} + \frac{\partial S}{\partial x} f(x,t) + \frac{\partial S}{\partial x} h(x,t)u \\ &= \varphi(x,t) + b(x,t)u \end{aligned} \quad (27)$$

همچنین فرض می‌شود که تابع $b(x,t) \in IR$ به صورت نامعینی فرض می‌شود که به شکل رابطه (۲۸) است.

$$b(x,t) = b_0(x,t) + \Delta b(x,t) \quad (28)$$

در معادله (۲۸) $b_0(x,t) > 0$ تابع معلوم و $b_0(x,t) > 0$ مرز آشفتگی است، همچنین:

$$\frac{|\Delta b(x,t)|}{b_0(x,t)} = \gamma(x,t) \leq \gamma < 1 \quad (29)$$

$x \in IR^n$ و $t \in [0, \infty)$ ، پارامتر $\bar{\gamma}$ نامشخص است.

تابع $\varphi(x,t) \in IR$ به صورت رابطه (۳۰) در نظر گرفته شده است:

$$\varphi(x,t) = \varphi_1(x,t) + \varphi_2(x,t) \quad (30)$$

که ترم‌های اول و دوم معادله (۳۰) به صورت رابطه (۳۱) در نظر گرفته می‌شود:

$$|\varphi_1(x,t)| \leq \delta_1 |\sigma|^{1/2}, \varphi_2(x,t) \leq \delta_2 \quad (31)$$

که در معادله بالا $\delta_1 < \infty$ ، $\delta_2 > 0$ است، اما این پارامترها نامشخص هستند. در نهایت به معادله (۳۲) خواهیم رسید:

$$\dot{S} = \varphi(x,t) + \frac{\left(1 + \frac{|\Delta b(x,t)|}{b_0(x,t)}\right)}{g(x,t)} \omega \quad (32)$$

بر اساس قسمت (۲) و معادله (۲۷)، (۲۸) و $\omega = b_0(x,t)u$ به صورت معادله (۳۳) است:

$$1 - \bar{\gamma} \leq g(x,t) \leq 1 + \bar{\gamma} \quad (33)$$

مسئله هدایت متغیر لغزش S و مشتق آن \dot{S} به صفر در زمان محدود در حضور محدودکننده‌های ضرب شونده و جمع شونده که در معادله های (۲۸) و (۳۱) مشاهده می‌نمایید، آشفتگی با مرزهای نامشخص از جمله چالش‌های پیش رو است، به طوری که به وسیله کنترل مستمر، بهره کنترل بیش از حد تخمین زده نشود و بهره‌های کنترل کننده برای آشفتگی‌های ضرب شونده و جمع شونده کران دار نامشخص، بدون این که بهره کنترلی بیش از حد تخمین زده شود تطبیق یابد [۱۳]. الگوریتم فراپیش به شکل معادله (۳۴) تعریف می‌گردد [۲۰] و [۲۱]:

$$\begin{aligned} \omega &= -k_1 |S|^{1/2} \text{sign}(S) + v, \\ \dot{v} &= -\frac{k_2}{2} \text{sign}(S) \end{aligned} \quad (34)$$

و بهره‌های تطبیقی به شکل معادلات (۳۵) خواهد بود.

$$k_1 = k_1(S, \dot{S}, t), k_2 = k_2(S, \dot{S}, t) \quad (35)$$

حل سیستم (۳۵) در مفهوم فلیپوف^[۲۲] قابل فهم است. فرض می‌شود که تابع نامعین $g(x,t)$ ثابت نامعین تکه‌ای است، سیستم کنترلی (۳۲) و رابطه (۳۴) به شکل رابطه (۳۹) بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{S} &= -k_1 g(x,t) |S|^{1/2} \text{sign}(S) + \bar{\omega} + \varphi_1(x,t) \\ \dot{\bar{\omega}} &= \frac{k_2 g(x,t)}{2} \text{sign}(S) + \dot{\varphi}_2(x,t) \\ + \dot{g}(x,t)v, \bar{\omega}(0) &= 0 \end{aligned} \quad (39)$$

جاییکه $\bar{\omega} = \varphi_2 + g(x,t)v$ است. در مرحله بعد برای اختصار g و φ_2 برای اصطلاحات $g(x,t)$ و $\varphi_2(x,t)$ استفاده می‌شود.

طوری که عبارت $g\dot{v}$ با مرز نامشخص محدود شده است ($\delta_3 > 0$).

$$|g\dot{v}| \leq \frac{|g|}{2} \int_0^t k_2 d\tau \leq \delta_3 > 0 \quad (40)$$

در عبارت (۴۱) نشان داده شده است که بهره تطبیقی $|k_2| \leq k_2^*$ ، $k_2^* > 0$ با مرز نامعینی محدود شده است. بنابراین خواهیم داشت:

$$|g\dot{v}| \leq \frac{1}{2} |g| k_2^* t \leq \delta_3 > 0 \quad (41)$$

شایان ذکر است که معادله (۴۱) در هر بازه زمانی محدود معتبر است. همانطور که نشان داده شده است، دینامیک رابطه (۳۹) در یک بازه زمانی محدود در نظر گرفته شده است. مشتق‌گیری از نامعینی، به وسیله معادله (۳۶) محدود شده است و تابع ضرب شونده بایستی نسبتاً محدود باشد.

$$|g| \leq \frac{2\delta_3}{k_2 t} \quad (42)$$

در نهایت مرز تابع نامعین به صورت $\dot{\psi}(x,t) = \dot{\varphi}_2(x,t) + \dot{g}(x,t)v$ وجود دارد، اما نامشخص است [۱۵].

$$|\dot{y}(x,t)| \leq \delta_2 + \delta_3 = \delta_4$$

مشکل اصلی طراحی کنترل این است که کنترل کننده طراحی شده با استفاده از الگوریتم فرایپیش تطبیقی در رابطه (۳۷) و (۳۸) که متغیر لغزش به صورت، $S \rightarrow 0$ داده شده در رابطه (۳۹) در زمان محدود در حضور محدوده های اضافی (۳۴)، (۴۳) و ضربی و آشفتنگی با مرزهای نامشخص کاهش می یابد ($\delta_1, \delta_4, \bar{\gamma} > 0$). ایده طراحی کنترل کننده مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی با الگوریتم فرایپیش افزایش دینامیکی بهره های کنترل $k_1(t)$ و $k_2(t)$ تا زمانی که مد لغزشی مرتبه دوم برقرار شود. سپس بهره ها شروع به کاهش می کنند. این بهره های کاهش یافته بایستی به محض اینکه متغیر لغزش و یا مشتق آن شروع به انحراف از نقطه تعادل می کند معکوس شود و در حقیقت $S = \dot{S} = 0$ در مد لغزشی مرتبه دوم برقرار شود؛ بنابراین نقش (یک آشکارساز) این است که آغاز وقوع تخریب مد لغزشی بایستی ثبت شود در قانون کنترل فرایپیش تطبیقی ثبت شود که اجازه می دهد تخمین بیش از حد برای بهره های کنترلی $k_1(t)$ و $k_2(t)$ زده نشود. این (آشکارساز) ارائه شده برای طراحی به وسیله معرفی یک دامنه در حدود $S \leq \mu$ که به این صورت مورد استفاده قرار می گیرد که به محض اینکه دامنه به بهره های $k_1(t)$ و $k_2(t)$ می رسد، دینامیک کاهشی شروع می شود تا زمانی که سیستم هدف از دامنه خارج شود. سپس شروع به افزایش دینامیکی به منظور وادار کردن سیستم به دامنه مورد نظر در زمان محدود می کند [۱۳].

نتیجه اصلی در قضیه زیر فرموله شده است.

قضیه (۱): [۲۰] و [۲۱] سیستم (۳۹) را در نظر بگیرید. فرض کنید که آشفتنگی $\varphi(x,t)$ و $g(x,t)$ فرضیات شماره ۳ و ۴ را برای برخی بهره های ناشناخته برآورده کند. $\delta_1, \delta_4, \bar{\gamma} > 0$. برای شرایط اولیه $x(0)$ و $S(0)$ یک زمان محدود وجود دارد $0 < t_F \leq t_r$. به محض اینکه شرط زیر برقرار شود:

$$k_1 > \frac{\delta_1(\lambda + 4\varepsilon_*^2) + \varepsilon_*(\delta_4 + 1)}{\lambda(1 - \bar{\gamma})} + \frac{\left[2\varepsilon_*\delta_1 + \frac{\delta_4}{2} - \lambda - 4\varepsilon_*^2\right]^2}{4\varepsilon_*\lambda(1 - \bar{\gamma})} \quad (۴۴)$$

اگر $|S(0)| > \mu$ بنابراین برای کنترل مد لغزشی مرتبه دوم حقیقی $|S| \leq \eta_1$ و $|\dot{S}| \leq \eta_2$ برای $\forall t \geq t_F$ به همراه کنترل فرایپیش تطبیقی برقرار است و بهره های تطبیقی آن به صورت (۴۵) است:

$$k_1 = \begin{cases} \omega \sqrt{\frac{\gamma}{2}} \text{sign}(|S| - \mu) & \text{if } k_1 > 0 \\ 0 & \text{if } k_1 = 0 \end{cases} \quad (۴۵)$$

$$k_2 = 2\varepsilon_* k_1$$

در رابطه (۴۵) ε_* ، λ ، γ_1 ، ω_1 و μ ثابت های مثبت دلخواه هستند و $\eta_1 \geq \mu$ ، $\eta_2 > 0$ است. همانطور که در روابط (۲۶) تا (۴۵) مشاهده می شود، تحلیل پایداری لیاپانوف با استفاده از مرجع [۲۱] ارائه گردیده است.

۳-۲-۱- طراحی به روش مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فرایپیش

باید توجه داشت به منظور ترکیب کنترل پسگام به کنترل مد لغزشی مرتبه دوم بدین شکل عمل می کنیم که سطح لغزش را بر مبنای کنترل پس گام تعریف نموده و سپس با اعمال کنترل مد لغزشی مرتبه دوم بر روی هر گام قانون کنترلی را به دست خواهیم آورد. طبق تعاریف با استفاده از معادله شتاب به دست آمده در رابطه (۲۱) سیستم را به شکل روابط (۴۶) تا (۵۰) خواهیم داشت:

$$\dot{a}_{zb} = f_{rate1}(\alpha, x, u_T, t) + g_{rate1}(\alpha, x, t)u_{rate1} \quad (۴۶)$$

$$x = [\alpha, q, V_m, \theta] \quad (۴۷)$$

$$f_{rate1}(\cdot) = \frac{N_\alpha}{m(t)V_m} [F_{zb} \cos \alpha - F_{xb} \sin \alpha] + D_\alpha \alpha + D_{\delta_p} \delta_p + N_{\delta_p} \dot{\delta}_p + \frac{\dot{m}}{m(t)} g \cos \theta - \frac{\dot{m}}{m^2(t)} F_{zb} \quad (۴۸)$$

$$g_{rate1}(\cdot) = N_\alpha - g \sin \theta \quad (۴۹)$$

$$u_{rate1} = q_d \quad (۵۰)$$

باید توجه داشت به منظور ترکیب کنترل پسگام به کنترل مد لغزشی مرتبه دوم بدین شکل عمل می کنیم که سطح لغزش را بر مبنای کنترل پس گام تعریف نموده و سپس با اعمال کنترل مد لغزشی مرتبه دوم بر روی هر گام قانون کنترلی را به دست خواهیم آورد. طبق تعاریف با استفاده از معادله شتاب به دست آمده در رابطه (۲۱) سیستم را به شکل روابط (۴۶) تا (۵۰) خواهیم داشت:

$$\dot{a}_{zb} = f_{rate1}(\alpha, x, u_T, t) + g_{rate1}(\alpha, x, t)u_{rate1} \quad (۴۶)$$

$$x = [\alpha, q, V_m, \theta] \quad (۴۷)$$

در معادله (۵۵)، f_{rate2} شامل تابع غیرخطی از پارامترهای سیستم در اتوپایلوت درونی است.

با توجه به روابط (۲۸)، (۳۷) و (۳۸) قانون کنترلی برای اتوپایلوت داخلی به شکل رابطه (۵۸) طراحی می‌شود:

$$\delta_p = u_{rate2} = \frac{1}{g_{rate2}} [-f_{rate2} - k_{inner} |S|^{1/2} \text{sign}(S) + v + \dot{q}_d] \quad (58)$$

که در معادله (۵۸) v شامل رابطه (۵۹) است.

$$\dot{v} = -\frac{k_{2inner}}{2} \text{sign}(S) \quad (59)$$

در رابطه (۵۹)، δ_p زاویه بالک در کانال فراز است.

باید توجه داشت که برای رابطه (۵۹) متغیر لغزش (S) به شکل زیر تعریف شده است:

$$S = \lambda_{inner_autopilot}(q - q_d) \quad (60)$$

که در رابطه (۵۲)، مقدار حاصل شده از خروجی اتوپایلوت اول است، همچنین در هر گام خطا بر اساس سطح سوئیچینگ استفاده شده است.

۴- شبیه‌سازی

به منظور استخراج نتایج، معادلات سیستم در نرم‌افزار متلب^{۱۷} با استفاده از ابزار سیمولینک پیاده‌سازی شده است. مقادیر آئرویدینامیکی استفاده شده در حل مسئله از مرجع [۲۴] و [۲۵] استخراج گردیده که ضرایب حاصل از طریق تست در تونل باد به دست آمده است. این مقادیر در جدول (۲) قابل مشاهده است.

جدول (۲): ضرایب آئرویدینامیکی

عدد ماخ ضرایب آئرویدینامیکی	۱.۵	۲	۲.۵
$C_{\delta p}$	۸	۷	۶
$C_{m\alpha}$	-۱۶	-۱۴	-۱۲
C_{mq}	-۱۹۰۰	-۱۶۰۰	-۱۳۰۰
$C_{m\delta p}$	-۴۹	-۴۵	-۴۱

به منظور داشتن شرایط نزدیک به واقعی پرتاب بایستی زوایای بالک‌ها به صورت $-15^\circ \leq \delta_p \leq 15^\circ$ در نظر گرفته شود.

همچنین شرایط اولیه معادلات دیفرانسیل برای پرتاب جسم پرنده به صورت رابطه (۶۱) است [۲۸] و ضرایب اتوپایلوت داخلی و خارجی طراحی شده در جدول (۳) موجود می‌باشد:

$$\begin{aligned} & [u(0), v(0), w(0), q(0), \theta(0), \alpha(0), h(0)]^T \\ & = [27.4, 0, 0, 0, 0.5, 0, 2]^T \end{aligned} \quad (61)$$

$$\begin{aligned} f_{rate1}(\cdot) = & \frac{N_\alpha}{m(t)V_m} [F_{zb} \cos \alpha - F_{xb} \sin \alpha] \\ & + D_\alpha \alpha + D_{\delta_p} \delta_p + N_{\delta_p} \delta_p + \end{aligned} \quad (48)$$

$$\frac{\dot{m}}{m(t)} g \cos \theta - \frac{\dot{m}}{m^2(t)} F_{zb}$$

$$g_{rate1}(\cdot) = N_\alpha - g \sin \theta \quad (49)$$

$$u_{rate1} = q_d \quad (50)$$

در معادله بالا f_{rate1} شامل تابع غیرخطی از پارامترهای سیستم است. X بردار متغیرهای حالت سیستم است، با توجه به تعاریف در قسمت تئوری مد لغزشی و نیز کنترل پسگام برای سیستم موردنظر سطح لغزش را به صورت رابطه (۵۱) تعریف می‌کنیم که سطح لغزش بر اساس کنترل پسگام است:

$$S = \lambda_{inner_autopilot}(a_z - a_{zd}) \quad (51)$$

بر اساس رابطه (۵۱) در هر گام خطا را بر اساس سطح سوئیچینگ استفاده کرده ایم و قانون کنترلی پسگام مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی با استفاده از الگوریتم فرایبچس برای اتوپایلوت خارجی را به شکل معادله (۵۲) خواهیم داشت؛ که در آن \dot{a}_{zd} مشتق ورودی کنترلی است که به عنوان نامعینی در نظر می‌گیریم:

$$\begin{aligned} u_{rate1} = & q_d = \\ & \frac{1}{g_1} [-f_1 - k_{lower} |S|^{1/2} \text{sign}(S) + v + \dot{a}_{zd}] \end{aligned} \quad (52)$$

که در معادله (۵۲) v شامل رابطه (۵۳) است.

$$\dot{v} = -\frac{k_{2outer}}{2} \text{sign}(S) \quad (53)$$

همچنین به طور مشابه برای طراحی اتوپایلوت داخلی نیز سیستم را به صورت روابط (۵۴) تا (۵۷) به شکل ذیل داریم:

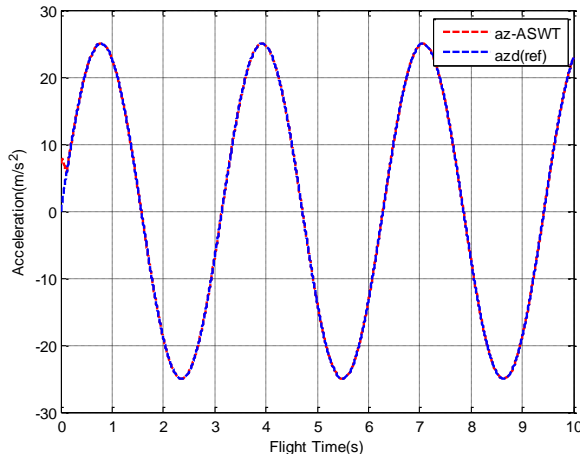
$$\dot{q} = f_{rate2}(x, t) + g_{rate2}(x, t) u_{rate2} \quad (54)$$

$$f_{rate2}(\cdot) = \frac{sQl}{I_{yy}(t)} \left(C_{m\alpha} \alpha + \frac{C_{mq}ql}{2V_m} \right) \quad (55)$$

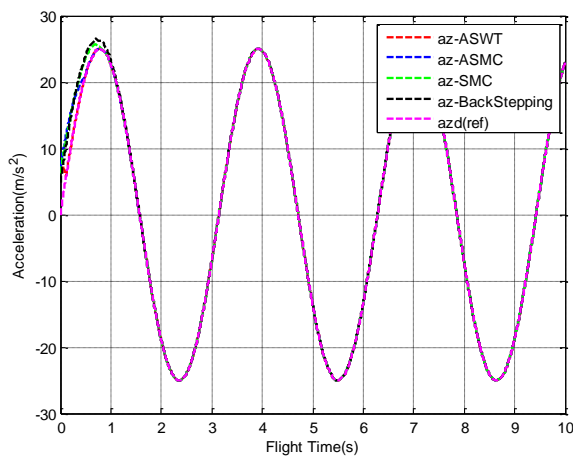
$$g_{rate2}(\cdot) = \frac{sQlC_{m\delta p}}{I_{yy}(t)} \quad (56)$$

$$u_{rate2}(\cdot) = \delta_p \quad (57)$$

استفاده شده و با طراحی اتوپیلوت به روش، پسگام، مد لغزشی مرتبه اول و پسگام مد لغزشی تطبیقی مقایسه گردیده است.



شکل (۴): ردیابی شتاب مرجع کانال فراز با استفاده از اتوپیلوت دو حلقه‌ای به روش مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فرایبچش



شکل (۵): مقایسه ردیابی شتاب مرجع کانال فراز با استفاده از اتوپیلوت به روش مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فرایبچش با روش‌های کنترلی دیگر

در شکل (۶) خطای ردیابی سیگنال مرجع با استفاده از اتوپیلوت به روش مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فرایبچش ارائه شده است.

جدول (۳): ضرایب اتوپیلوت طراحی شده

مقدار	ضرایب ثابت اتوپیلوت داخلی و خارجی
۱۰	$k_{1outer_autopilot}$
۲۰۰	$k_{2outer_autopilot}$
۶	$k_{1inner_autopilot}$
۴۰۰	$k_{2inner_autopilot}$
۱۰۰۰	$\lambda_{outer_autopilot}$
۱۰۰۰	$\lambda_{inner_autopilot}$
۲۰۰	$\omega_{inner_autopilot}$
۲۴	$\omega_{outer_autopilot}$
۴	μ
۱	ε

نیروی پیشرانش جسم پرنده شامل دو حالت فاز آغازین و نهایی، بر اساس رابطه (۶۲) به دست می‌آید [۱۴]:

$$T_x(t) = \begin{cases} 2001.7 & \text{if } t \leq T_b, T_b = 1.76 \\ 557 & \text{if } t \leq T_s, T_s = 7.76 \\ 0 & \text{if } t > T_s \end{cases} \quad (6)$$

با توجه به نتایج و اینکه جرم جسم پرنده با زمان تغییر می‌کند، گشتاور اینرسی نیز با زمان تغییر می‌کند. به‌رحال به خاطر تقارن جسم پرنده حول محور ارتفاع گشتاور I_{yy} و I_{zz} باهم برابرند و رابطه آن به‌صورت (۶۳) است.

$$I_{yy}(t) = \begin{cases} 0.0443t + 0.4123 & \text{if } t \leq T_b, T_b = 1.77 \\ -0.0165t + 0.3625 & \text{if } t \leq T_s, T_s = 7.77 \\ 0.2371 & \text{if } t > T_s \end{cases} \quad (7)$$

به‌منظور عملکرد اتوپیلوت شتاب و دریافت نتیجه در کانال فراز دستور (ورودی) در نظر گرفته شده برای سیستم به‌صورت معادله (۶۴) وارد گردیده است:

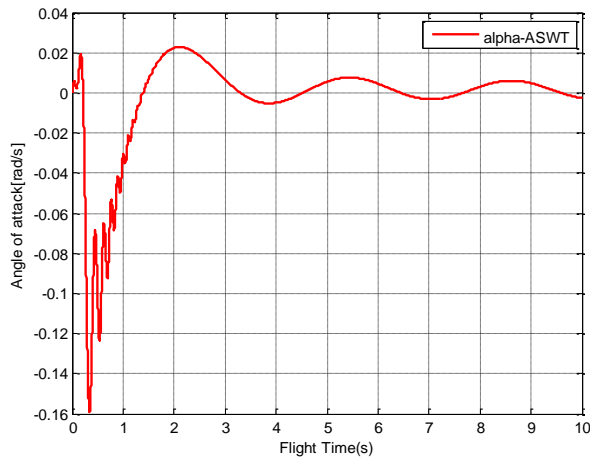
$$a_{zd} = A \sin(\omega_z t) \quad (8)$$

که در آن دامنه برابر با ۲۵ و فرکانس را برابر با ۲ رادیان بر ثانیه انتخاب می‌کنیم. همچنین جرم جسم پرنده با توجه به قابل حمل بودن برابر ۱۰ کیلوگرم در نظر گرفته می‌شود.

۴-۱- نتایج شبیه‌سازی

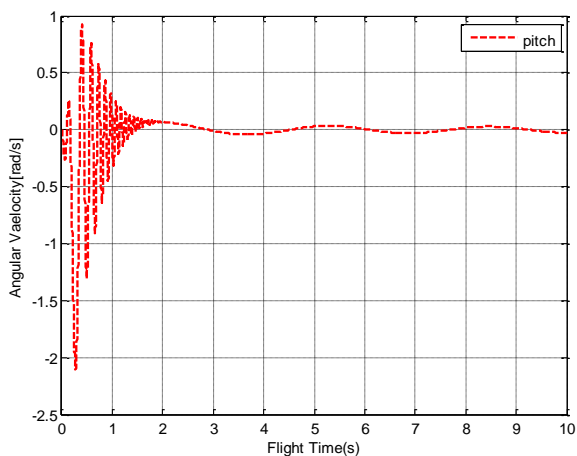
با اعمال دستور ورودی رابطه (۶۶) به سیستم اتوپیلوت طراحی شده بر اساس روش کنترل مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فرایبچش، ردیابی شتاب مرجع توسط این روش کنترلی را در شکل (۴) مشاهده می‌کنید. با توجه به اتوپیلوت طراحی شده، ردیابی سیگنال مرجع در حدود ۰.۱۳ ثانیه صورت گرفته است. به‌منظور بررسی عملکرد اتوپیلوت طراحی شده از نتایج مرجع [۲۶،۲۷]

مقدار سرعت زاویه‌ای حاصل شده از روش نظر گرفته شده برای طراحی اتوپایلوت شتاب در شکل (۹) نشان داده شده است.



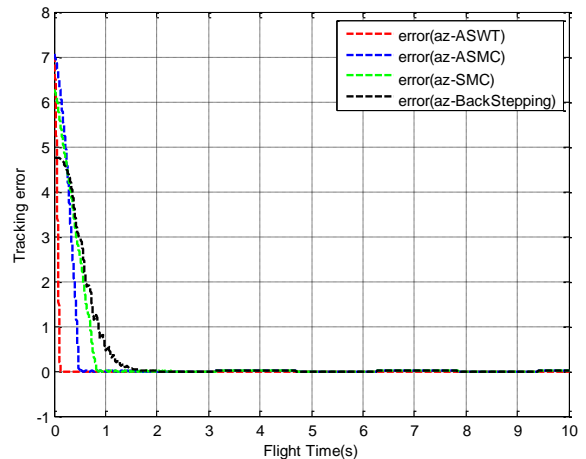
شکل (۸): زاویه حمله جسم پرنده قابل حمل در کانال فراز با استفاده از روش مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فرایچش

در شکل (۸) با توجه به کم بودن تغییرات سیستم غیر خطی و نتیجه حاصل شده از کنترل کننده غیر خطی استفاده شده باعث شده تا زاویه حمله زیر ۱۰ درجه باقی بماند و از ناپایداری جلوگیری کرده است. این موضوع همچنین نشان از برتری کنترل کننده غیر خطی نسبت به کنترل کننده خطی در سیستم مورد نظر است.



شکل (۹): سرعت زاویه‌ای کانال فراز با استفاده از روش کنترلی مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فرایچش

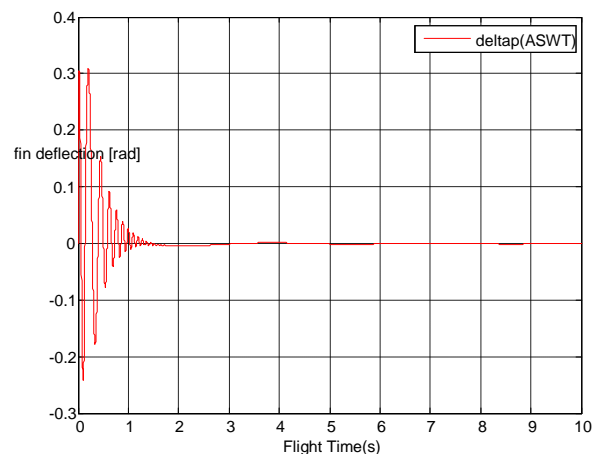
در جدول (۴) مدت زمان ردیابی شتاب مرجع، زاویه حمله و زاویه بالک در طراحی اتوپایلوت به چهار روش کنترلی مقایسه شده است.



شکل (۶): خطای شتاب مرجع کانال فراز و دستور شتاب ورودی با استفاده از اتوپایلوت به روش مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فرایچش

از نتایج به دست آمده از در شکل (۴) و (۵) و (۶) نشان از عملکرد و سرعت کنترلی بسیار مناسب، طراحی به روش مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فرایچش دارد و توانسته علاوه بر مقاوم بودن در حضور نامعینی و حذف اثر نوسانات ناخواسته ردیابی سیگنال مرجع را به سرعت انجام دهد.

در شکل‌های (۷) نرخ زاویه بالک در روش طراحی در کانال فراز را مشاهده می‌کنید که نشان از مقدار در محدوده مطلوب و کوچکتر از ۱۵ درجه را می‌دهد.



شکل (۷): زاویه بالک در کانال فراز با استفاده از روش کنترلی مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فرایچش

در شکل (۷) زاویه بالک بدست آمده همان تلاش کنترلی محسوب می‌گردد. همچنین زاویه حمله جسم پرنده در کانال فراز با استفاده از روش مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فرایچش در شکل (۸) نشان داده شده که دارای مقدار مطلوب است.

جدول (۴): مقایسه مدت زمان ردیابی شتاب مرجع در طراحی

اتوپایلویت				
نوع کنترل کننده	کنترل مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام	کنترل مد لغزشی تطبیقی پسگام	کنترل مد لغزشی مرتبه اول استاندارد	کنترل پسگام
نرخ تأخیر در ردیابی	۰,۱۳ ثانیه	۰,۴۹ ثانیه	۰,۸۳۵ ثانیه	۱,۹ ثانیه
زاویه حمله	۹,۵ درجه	۱۴,۵ درجه	۱۴ درجه	۱۵ درجه

همچنین تلاش کنترلی صورت گرفته همان زاویه بالک بدست آمده در شکل (۷) را شامل می گردد و با توجه به پیچیدگی و امکان پیاده سازی کامل دیگر مقالات تنها به مقدار به دست آمده از روش مورد نظر اکتفا شده است. اما بایستی در نظر داشت شرایط و محدودیت های در نظر گرفته شده رعایت گردیده است و در واقعیت قابلیت پیاده سازی را دارا است.

۵- نتیجه گیری

در این مقاله به طراحی اتوپایلویت برای یک جسم پرنده در کانال فراز پرداخته شد. برای این منظور روابط لازم برای طراحی اتوپایلویت شتاب استخراج گردید و با استفاده از روش کنترل غیرخطی مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام با استفاده از الگوریتم فراپیش، کنترل کننده مناسب برای هر دو حلقه بیرونی و درونی طراحی شد و عملکرد آن با کنترل کننده پسگام، مد لغزشی مرتبه اول و پسگام مد لغزشی مرتبه اول تطبیقی مقایسه گردید. نتایج به دست آمده در شبیه سازی کامپیوتری نشان داد عملکرد کنترل کننده مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی پسگام مناسب بوده و در مدت زمان کوتاهی شتاب مرجع توسط اتوپایلویت طراحی شده ردیابی شده و خطای حاصل شده نیز کاهش یافته که نشان از عملکرد خوب کنترل کننده طراحی شده دارد و نشان می دهد که سیستم اصلی در مقابل اختلالات تطبیق یافته و تطبیق نیافته قدرتمند عمل می کند، بهره های تطبیقی مزیت های خوبی را در جهت مدیریت کنترل ایفا می کند. همچنین با توجه به وجود پدیده نوسانات ناخواسته در روش مد لغزشی مرتبه اول، با استفاده از روش کنترلی طراحی شده در این مقاله اثر نوسانات ناخواسته کاهش می یابد.

مراجع

- [1] Chang Yafei* Yuan Ruyi* Fan Guoliang* Yi Jianqiang, A Blended Autopilot for Dual Control Missile Using Generalized Predictive and Adaptive Terminal Sliding Mode Control, 19th World Congress The International Federation of Automatic Control Cape Town, South Africa. August 24-29, 2014,
- [2] Mattei, G and Monaco, S. (2005), "Nonlinear autopilot design for an asymmetric missile using robust back stepping control," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 35, no. 5, pp. 1462-1476.

[۳] معاضدی، م.، ابریشمی فرد ا.، "حلقه فقل تأخیر پهن باند با پمپ بار خودتنظیم و بدون مشکل عدم تطبیق"، نشریه مهندسی برق و الکترونیک ایران، سال نهم، شماره اول، ۱۳۹۱

[۴] سیروس بی باک، عسکر عزیزی، حمید نوری سولا و بادامچی زاده. م. ع. (۱۳۹۳)، "ارایه روش جدیدی برای طراحی کنترل کننده ی غیر خطی مقاوم ترکیب شده با مشاهده گر اغتشاش غیر خطی برای اتوپایلویت موشک"، نشریه سامانه های غیر خطی در مهندسی برق، دوره ۲، شماره ۱، دانشگاه صنعتی سهند، تبریز، ایران، بهار، ۲۶-۴۴.

[5] Nichols, R. Reichert, R. and Rugh, W. (1993). Gain scheduling for h-infinity controllers: a flight control example. Control Systems Technology, IEEE Transactions on, 1(2), 69-79.

[6] Shamma, J. and Athans, M. (1990). Analysis of gain scheduled control for nonlinear plants. Automatic Control, IEEE Transactions on, 35(8), 898-907.

[7] Hull, R. Schumacher, D. and Qu, Z. (1995). Design and evaluation of robust nonlinear missile autopilots from a performance perspective. American Control Conference, 1995. Proceedings of the, 1, 189-193.

[8] Kim, S. Kim, Y. and Song, C. (2004). A robust adaptive nonlinear control approach to missile autopilot design. Control engineering practice, 12(2), 149-154.

[9] Chunggil Ra, Seungkeun Kim, Jinyoung Suk, Youdan Kim, Gwanyoung Moon, and Byungeul Jun, Adaptive Sliding Mode Autopilot Design for Skid-To-Turn Missile Model with Uncertainties, 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace September 2-6, 2013. Würzburg, Germany, 330-335

[10] Das, A. Garai, T. Mukhopadhyay, S. and Patra, A. (2004). Feedback linearization for a nonlinear skid-to-turn missile model. In India Annual Conference, 2004. Proceedings of the IEEE INDICON 2004. First, 314-317. IEEE.

[۱۱] نوده م.ت.، قلی زاده، ح.، حاجی زاده ا.، "استراتژی کنترل پیشبین برای مدیریت توان در خودروی الکتریکی هیبرید موازی"، نشریه

مهندسی برق و الکترونیک ایران، سال سیزدهم، شماره سوم، ۱۳۹۵

[12] Khalil, H. and Grizzle, J. (1996). Nonlinear systems, volume 3. Prentice hall New Jersey.

[13] Franck Plestan, Abdelhamid Chriette, A robust controller based on adaptive super-twisting algorithm for a 3DOF Helicopter, 51st IEEE Conference on Decision and Control December 10-13, 2012. Maui, Hawaii, USA, 7095-7100.

[14] Awad, A. and Wang, H. (2014), "Evaluation and enhancing missile performance via real time flight simulation model," Chinese Control Conference, pp. 6324-6329.

[15] Siouris, G. M. (2004), Missile Guidance and Control Systems, Springer-Verlag, New York, Inc.

[16] Devaud, E. and Siguerdjane, H. and Font, S. (2001), "Three-axes missile autopilot design: From linear to nonlinear control strategies," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 24, no. 1, pp. 64-71.

[17] Garnell, P. and East, D. J. (1980), Guided Weapon Control Systems, 2nd ed. New York, 1980, Chaps. 3, 4.

[۱۸] علیرضا سحاب، محمد حدادظریف، عبدالله شیدفر، روشی نوین در طراحی سیستم های کنترل غیرخطی، مجله ریاضیات کاربردی واحد

لاهیجان، سال چهارم، شماره ۱۲، بهار ۲۷، ۲۴-۲۷، ۱۳۹۶

[19] H. K. Khalil. Nonlinear Systems: 2nd Edition.

[20] Y. Shtessel, F. Plestan, and M. Taleb, "Super-twisting adaptive sliding mode control with not-overestimated

- gains: application to an electropneumatic actuator,” in Proceedings IFAC WC 2011, Milan, Italie, 2011.
- [21] Y. Shtessel, M. Taleb, and F. Plestan, “A novel adaptive-gain supertwisting sliding mode controller: methodology and application,” *Automatica*, vol. 48, no. 5, pp. 759–769, 2012.
- [22] A. Filippov, “Differential equations with discontinuous right-hand side,” Dordrecht, The Netherlands: Kluwer, 1988.
- [23] Medjaoui, M. (1992), "Performance evaluation of short range IR homing heads in the presence of countermeasures," M. Sc. Thesis, Department of guidance, M.T.C. Cairo.
- [24] Johansson, H. (2002), “Gain Scheduled Missile Control using Robust Loop Shaping”, Examensarbete LiTH-ISY-EX-3291-2002, Linköping University.
- [25] Dahlgren, J. (2002), “Robust Nonlinear Control Design for a Missile using Backstepping”, Examensarbete LiTH-ISY-EX-3300-2002, Linköping university.
- [26] Arshia badi, Ahmadreza vali, Vahid Behnamgol, (2017), Acceleration Autopilot Design Using Back Stepping Adaptive Sliding Mode Control, *International Academic Journal of Science and Engineering*.
- [27] ارشیا بادی، احمدرضا ولی، وحید بهنام گل، (۱۳۹۵)، "طراحی اتوپایلوت شتاب با استفاده از روش مد لغزشی برای کانال فراز یک جسم پرنده"، چهارمین کنفرانس ملی و دومین کنفرانس بین المللی پژوهش های کاربردی در مهندسی برق، مکانیک، مکترونیک، تهران، ایران
- [28] A. Awad and H. P. Wang, (2016) “Integrated Pitch-Yaw Acceleration Autopilot Design for Varying-Velocity Man Portable Missile”, *International Journal of Modeling and Optimization*, Vol. 6, No. 1, 12-17.

زیر نویس ها

- ¹ gain scheduling
- ² chattering
- ³ Canard
- ⁴ Roll
- ⁵ Yaw
- ⁶ Euler
- ⁷ Cruciform
- ⁸ Aerodynamic
- ⁹ Lift
- ¹⁰ Drag
- ¹¹ Pitch
- ¹² Thrust
- ¹³ Mach
- ¹⁴ BackStepping
- ¹⁵ Lyapunov
- ¹⁶ Filippov
- ¹⁸ Matlab