

# کنترل وضعیت ماژول زیرمداری و انتخاب مدولاتور مناسب برای کاربرد فضایی

رضا امامی<sup>۲</sup>

مرکز تحقیقات مکترونیک و هوافضا  
دانشگاه تورنتو

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۱/۹/۲۱؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱/۲۳)

سید فضل اله موسوی<sup>۱</sup>

مجتمع مکانیک و هوافضا  
دانشگاه صنعتی مالک اشتر

## چکیده

هدف این پژوهش طراحی کنترل وضعیت برای ماژول زیرمداری با استفاده از تراستر مبتنی بر مدولاتورهای عرض پالس و عرض پالس-فرکانس پالس و در ادامه انتخاب مدولاتور مناسب می‌باشد. پس از طراحی کنترل مبتنی بر بردار خطای کوتاه‌ترین از دو مدولاتور متفاوت برای تفسیر فرمان استفاده شده است. با مقایسه عملکرد و میزان مصرف انرژی هر یک از آنها، مدولاتور مناسب برای کاربرد فضایی انتخاب شده است. نتایج نشان می‌دهد با تنظیم مناسب پارامترهای مدولاتور عرض پالس-فرکانس پالس و کاربرد کنترل طراحی شده، میزان انرژی کنترل به مقدار قابل توجهی کاهش پیدا کرده و عملکرد مطلوب حاصل گردیده است. بدین ترتیب این روش برای کاربرد و پیاده‌سازی در ماژول زیرمداری پیشنهاد شده است.

**واژه‌های کلیدی:** کنترل وضعیت، کنترل عکس‌العملی، تراستر گاز سرد، مدولاتور PWM-PWPF

## Attitude Control of Suborbital Module and Choosing Appropriate Modulator for Spatial Application

S.F. Mousavi

Mechanic and Aerospace Department  
Malek Ashtar University

(Received: 11/December/2012; Accepted: 12/April/2014)

M.R. Emami

Institute for Aerospace Studies  
Toronto University

## ABSTRACT

This paper is concerned with the design of an attitude control system for a suborbital module based on the pulse width and pulse width-pulse frequency modulators. The control algorithm is designed based on the quaternion error vector and performance of the two modulators is compared. Numerical simulation shows if parameters of PWPF modulator is tuned proper then the control effort decreases. Therefore this method proposed to implement in suborbital module.

**Keywords:** Attitude Control, Reaction Control System, PWM, PWPF

## ۱- مقدمه

در دهه حاضر برنامه‌های فراوانی برای توسعه صنعت گردشگری فضایی با استفاده از کپسول‌های سرنشین‌دار در حال توسعه و سرمایه‌گذاری می‌باشد [۱]. کپسول‌های سرنشین‌دار، موشک‌های کاوش، و موشک‌های بالستیک جزء وسایل فضایی زیرمداری محسوب می‌شوند. وسایل فضایی زیرمداری وسایلی هستند که معمولاً ناحیه خارج از جو را تجربه می‌کنند ولی به ارتفاع و سرعت لازم برای قرار گرفتن در مدار نرسیده، و دوباره به جو باز می‌گردند. هرچند تحقیقات فراوانی برای حل مسائل فضاپیماهای مداری و فوق مداری انجام گرفته اما تحقیق و توسعه در حوزه فضاپیماهای زیرمداری توجه ویژه و جداگانه‌ای را می‌طلبد [۲]. فصل جدایی وسایل فضایی مداری از وسایل فضایی زیرمداری از دیدگاه کنترل، طول مدت کوتاه مأموریت وسایل زیرمداری در فاز کنترل فعال آنها می‌باشد. این مسئله نیاز به چرخش و کنترل وضعیت ماژول با زوایای بالا و نرخ چرخش بالا را الزامی می‌گرداند در حالی که در وسایل فضایی مداری با توجه به طول مدت بالای مأموریت تعریف شده برای آنها، نرخ تغییر زوایا از مقادیر کمتری برخوردار است. به‌طور معمول نرخ تغییر زوایای وضعیت در ماژول‌های مداری بین ۰/۱ تا ۱ درجه بر ثانیه است در حالی که این مقدار در وسایل فضایی زیرمداری نزدیک به ۱۰ درجه بر ثانیه می‌باشد [۳-۴]. برای انجام چنین مانورهای سریعی احتیاج به عملگرهای مناسبی مانند تراسترهای گاز سرد است که از لحاظ توان، وزن، هزینه و طول عمر نیازهای پروژه و طراح را فراهم سازد. اما این تراسترها فقط به‌صورت خاموش- روشن کار می‌کنند و عملکرد پیوسته و خطی ندارند. این موضوع تحلیل و طراحی سیستم کنترل وضعیت را دشوار می‌سازد زیرا مستلزم تحلیل و طراحی در محیط غیرخطی با المان‌های ناپیوسته می‌باشد.

تحقیقات نشان می‌دهد دو مسئله مهم که به سبب حالت پالسی تراستر ایجاد می‌شود عبارت است از: ۱- محدودیت در خطای وضعیت، و ۲- هزینه یا میزان مصرف انرژی که به واریانس نویز اندازه‌گیری ارتباط دارد. بنابراین کیفیت این‌گونه سیستم‌ها شدیداً به خصوصیات تراستر وابسته است [۵].

در ماژول زیرمداری، زیر سیستم هدایت، ناوبری و کنترل<sup>۱</sup> فرامینی از نوع پیوسته برای اجرا در تراسترها صادر می‌کند در حالیکه تراسترها از نوع خاموش- روشن هستند و نمی‌توانند این فرامین را اجرا کنند. برای حل این مسئله سه دسته روش

در پیش رو خواهد بود. دسته اول از الگوریتم‌هایی استفاده می‌شود که فرمان‌های متناسب با این اجزاء و از نوع گسسته و قابل اجرا توسط تراسترها تولید کند که تمام این متدها مستلزم تحلیل و طراحی در حوزه کنترل غیرخطی با المان‌های خاموش- روشن می‌باشد [۶ و ۷].

دسته دوم این روش‌ها استفاده از مدولاتورهایی است که سیگنال پیوسته فرمان کنترل را به فرمان گسسته برای اجرا در تراستر تبدیل و تفسیر کند [۸]. ساده‌ترین مدولاتور یک رله ایده‌آل است که مبین کنترل بنگ- بنگ است. همچنین مدولاتور بنگ- بنگ با ناحیه مرده- محرک اشمیت- مدولاتور عرض پالس، مدولاتور فرکانس پالس، مدولاتور نرخ مجازی و مدولاتور عرض پالس- فرکانس پالس از جمله دیگر این مدولاتورها هستند. در [۹] مقایسه عملکرد سیستم کنترل با استفاده از کنترل بنگ- بنگ و مدولاتور عرض پالس- فرکانس پالس صورت گرفته است و نتایج آن منتشر شده است.

دسته سوم این روش‌ها استفاده از روش‌های محاسبات نرم و روش‌های کنترل فازی و شبکه عصبی می‌باشد که در برای نمونه در مرجع [۱۰] دنبال شده است.

در این پژوهش ابتدا، طراحی کنترل غیرخطی براساس ماتریس کواترینین خطا با استفاده از تراستر گاز سرد انجام گرفته است سپس با کاربرد مدولاتور مناسب فرمان‌های کنترل به ماژول اعمال می‌شود. سپس مقایسه عملکرد مدولاتور عرض پالس و مدولاتور عرض پالس- فرکانس پالس که برای کاربرد در ماژول زیرمداری مطرح می‌باشند صورت گرفته و میزان کارآمدی هر کدام در الگوریتم کنترل ماژول زیرمداری بررسی می‌گردد.

این مقاله با بخش‌های زیر ادامه می‌یابد: در بخش ۲ معادلات دینامیک حرکت ماژول استخراج شده است، در بخش ۳ طراحی کنترل غیرخطی بر اساس ماتریس خطای کواترینین انجام گرفته است در بخش ۴ مدل سازی دینامیکی تراسترهای گاز سرد بیان شده است. در بخش ۵ مدلاسیون سیگنال فرمان و تلفیق گرہا معرفی و طراحی شده است. در بخش ۶ شبیه‌سازی عددی و مقایسه عملکرد دو مدولاتور مورد استفاده در طراحی انجام گرفته و نتایج آن بیان شده است.

## ۲- معادلات دینامیک حرکت مدول

دینامیک حرکت جسم صلب با توسعه معادلات عمومی حرکت در وضعیت توسط معادلات اوپلر بیان می‌شود. در شکل ۱

1- Guidance-Navigation-Control (GNC)-

$a_2$   $a_3$  را می‌توان در هر دو دستگاه به شکل زیر نشان داد [۱۳]:

$$\begin{aligned} a_M &= [A_M]a \\ a_T &= [A_T]a \end{aligned} \quad (2)$$

اکنون با ترکیب این دو رابطه خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} a_T &= [A_T][A_M]^{-1}a_M \\ &= [A_T][A_M]^{-1}a_M \\ &= [A_E]a_M \end{aligned} \quad (3)$$

ماتریس  $[A_E]$  ماتریس خطای کسینوس هادی بوده و چون اجزای بردار فرضی  $a$  در هر دو دستگاه ماژول زیرمداری  $M$  و هدف  $T$  برابر است، این ماتریس برابر واحد شده که به معنای انطباق دستگاه ماژول زیرمداری بر دستگاه هدف می‌باشد، یعنی ماژول زیرمداری به وضعیت مطلوب رسیده است. با تعریف بردار کواترنین،  $q_4$  اسکالر و  $q$  به‌عنوان بخش برداری، بردار کواترنین به‌صورت زیر خواهد شد:

$$q = (q, q_4) = i q_1 + j q_2 + k q_3 + q_4 \quad (4)$$

برای به‌دست آوردن انتقال وضعیت بر مبنای کواترنین، یک ضرب کواترنینی انجام می‌شود؛ برای محاسبه این انتقال، آنچنان که در معادله (۳) دیده می‌شود، در انتقال وضعیت به روش کسینوس هادی با ضرب دو ماتریس کسینوس هادی، دوران مستقل به‌دست می‌آید. به همین طریق می‌توان این دو دوران را در قالب کواترنین با  $[A(q)]$  برای دوران اول و  $[A(q')]$  برای دوران دوم بیان نمود. بدین ترتیب، انتقال وضعیت کلی در قالب ماتریس کسینوس هادی بر حسب کواترنین  $[A(q'')]$ ، به شکل زیر خواهد بود:

$$[A(q'')] = [A(q')][A(q)] \quad (5)$$

با استفاده از تعریف ضرب کواترنین،  $q''$  را می‌توان از  $[A(q'')] = [A(q')][A(q)]$  به‌دست آورد [۱۴]:

$$\begin{aligned} q'' &= q'q \\ &= (-q_1q'_1 - q_2q'_2 - q_3q'_3 + q_4q'_4) \\ &\quad + i(+q_1q'_4 + q_2q'_3 - q_3q'_2 + q_4q'_1) \\ &\quad + j(-q_1q'_3 + q_2q'_4 + q_3q'_1 + q_4q'_2) \\ &\quad + k(+q_1q'_2 - q_2q'_1 + q_3q'_4 + q_4q'_3) \end{aligned} \quad (6)$$

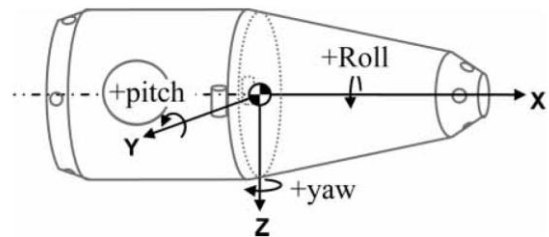
اکنون  $q_E, q_T, q_M$ ، که به ترتیب کواترنین وضعیت ماژول زیرمداری، هدف و خطا می‌باشند را به شکل زیر تعریف می‌گردد:

$$\begin{aligned} q_M &= q \\ q_T &= q' \\ q_E &= q'' \end{aligned} \quad (7)$$

با استفاده از تعریف ماتریس کسینوس هادی خطا  $[A_E]$  در معادله (۳)، با بازنویسی آن بر حسب کواترنین خواهیم داشت:

$$[A(q_E)] = [A(q_T)][A(q_M)]^{-1} = [A(q_T)][A(q_M^{-1})] \quad (8)$$

دستگاه مختصات بدنی ماژول نشان داده شده است. معادلات حرکت ماژول در معادله (۱) نشان داده شده است [۱۱].



شکل (۱): دستگاه مختصات بدنی مدول.

$$\dot{\omega}_x = M_x - \omega_y \omega_z (I_z - I_y) / I_x \quad (1)$$

$$\dot{\omega}_y = M_y - \omega_x \omega_z (I_x - I_z) / I_y$$

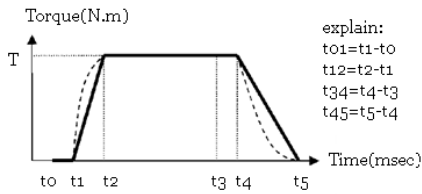
$$\dot{\omega}_z = M_z - \omega_x \omega_y (I_y - I_x) / I_z$$

مقادیر  $M_x, M_y, M_z$  گشتاورهای اعمالی بر ماژول،  $I_x, I_y, I_z$  ممان اینرسی محوره‌های اصلی و  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  سرعت زاویه‌ای این محورها می‌باشد. مقادیر گشتاورهای اعمالی بر ماژول در حالت کنترل غیر فعال ناشی از گرادیان جاذبه یا اغتشاشات دیگر خواهد بود. و در حالت کنترل فعال با تراستر، گشتاورهای اعمالی در طول مدت زمان روشن بودن تراستر خواهد بود و در این حالت به خاطر تفاوت مرتبه گشتاورهای ناشی از گرادیان جاذبه، گشتاورهای مغناطیسی و خورشیدی با مرتبه گشتاورهای تولیدی از تراستر، از آنها صرف‌نظر شده و در تحلیل به‌عنوان اغتشاش خارجی وارد شده بر سیستم در نظر گرفته می‌شوند که سیستم کنترل طراحی شده باید توانایی حذف اثر آنها را داشته باشد. با تعریف وضعیت ماژول نسبت به دستگاه مرجع مداری از چرخش‌های خالص و متوالی حول محوره‌های  $x, y, z$  که با  $\psi$  و  $\theta$  و  $\phi$  علامت‌گذاری شده استفاده می‌شود که به زوایای اوپلر معروف بوده و با نام کانال رول، پیچ و یاو شناخته می‌شوند و به تنهایی وضعیت ماژول را نسبت به دستگاه مرجع مداری مشخص می‌کنند [۱۲]. در ادامه طراحی کنترل مناسب برای مدل معرفی شده در معادلات (۱) که معادلات غیرخطی و با محوره‌های وابسته می‌باشند، انجام می‌شود.

### ۳- طراحی کنترل

اگر وضعیت ماژول زیرمداری به‌صورت عباراتی از ماتریس کسینوس هادی  $[A_M]$  نسبت به دستگاه مرجع که مانور در آن انجام می‌شود بیان شود آنگاه می‌توان وضعیت مطلوب را در همین دستگاه مرجع  $[A_T]$  تعریف نمود. بردار فرضی  $a = [a_1$

زمان‌های خیز و افت  $t_{12}$  و  $t_{45}$  براساس نتایج تجربی به دست آمده از آزمایش‌های عملی با سیستم مرتبه اول با ثابت زمانی ۵ میلی ثانیه تقریب زده شده است.



**شکل (۲):** نمودار گشتاوری تولیدی تراستر گاز سرد- خط چین: مقدار واقعی - خط پررنگ: مقدار تقریب زده شده خطی.

حداکثر گشتاور هر جفت تراستر بر اساس حداکثر شتاب زاویه‌ای مورد نیاز در هر محور به اضافه یک ضریب تصحیح  $\gamma_t$  محاسبه می‌شود.

$$T_{max} = I \cdot a_{max} (1 + \gamma_t) \quad (11)$$

$a_{max}$  حداکثر شتاب زاویه‌ای مورد نیاز در هر محور است. ضریب تصحیح  $\gamma_t$  در این طراحی بر اساس میزان توانایی کنترل در حذف اغتشاش برابر ۰/۲ در نظر گرفته شده است. بر این اساس مقدار حداکثر نیروی هر تراستر در هر محور محاسبه شده و در شبیه‌سازی عددی تنظیم نهایی گردیده است. مشخصات هندسی و مقادیر به دست آمده برای تراست ماکزیمم در هر محور در جدول ۲ نشان داده شده است.

**جدول (۲):** مشخصات جرمی و تراسترهای مدول.

پارامتر	مقدار
جرم	۶۰۰ Kg
ممان اینرسی محور رول	$I_{xx}=68 \text{ Kg.m}^2$
ممان اینرسی محور پیچ / یاو	$I_{yy}=I_{zz}=78 \cdot \text{kg.m}^2$
فاصله تراسترها از مرکز جرم	$L_x=0.5 \text{ m}, L_y=L_z=1.0 \text{ m}$
نیروی تراسترهای سه محور	$T_x=5 \text{ N}, T_y=T_z=3 \cdot \text{N}$

#### ۵- مدولاسیون سیگنال فرمان کنترل

ساده‌ترین مدولاتور یک رله ایده‌آل است که مبین کنترل بنگ-بنگ است. این مدولاتور به نوبت بسیار حساس بوده و سیستم دائما در حال چترینگ باقی می‌ماند، بنابراین تلاش کنترلی بسیار زیاد است. اگر به این رله یک ناحیه مرده اضافه شود کنترل بنگ-آف-بنگ حاصل می‌شود. به طور مشخص کاهش فعالیت تراستر در این روش مصرف سوخت کمتری را نسبت به روش بنگ بنگ سبب می‌گردد.

با استفاده از رابطه (۶) و نمایش ماتریسی، ماتریس خطای کواترنین به شکل زیر به دست می‌آید:

$$q_E = \begin{bmatrix} q_{T4} & q_{T3} & -q_{T2} & q_{T1} \\ -q_{T3} & q_{T4} & q_{T1} & q_{T2} \\ q_{T2} & -q_{T1} & q_{T4} & q_{T3} \\ -q_{T1} & -q_{T2} & -q_{T3} & q_{T4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -q_{M1} \\ -q_{M2} \\ -q_{M3} \\ q_{M4} \end{bmatrix} \quad (9)$$

با استفاده از ماتریس خطای کواترنین و هم ارزی آن با ماتریس خطای کسینوس هادی می‌توان قانون کنترل زیر را با استفاده از ترم‌های میرایی نرخ زاویه‌ای برای اطمینان از پایداری، ارائه نمود:

$$\begin{aligned} T_{cx} &= 2K_x q_{1E} q_{4E} + K_{xd} \omega_x \\ T_{cy} &= 2K_y q_{2E} q_{4E} + K_{yd} \omega_y \end{aligned} \quad (10)$$

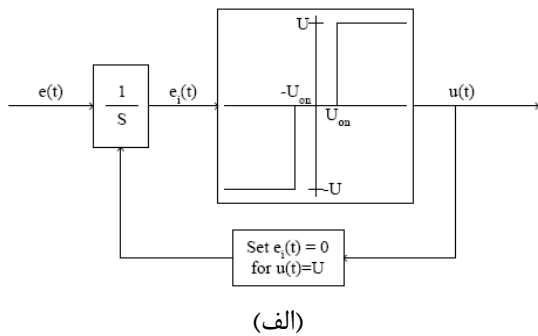
محاسبه مقادیر  $K_x, K_{xd}, \dots$  بر اساس طراحی سریع‌ترین پاسخ بدون نوسان برای هر محور صورت گرفته است. با انتخاب فرکانس طبیعی  $\omega_n = 1 \text{ rad/s}$  و ضریب میرایی  $\zeta = 1$  برای سیستم حلقه بسته، این مقادیر محاسبه و در جدول ۱ نشان داده شده است.

**جدول (۱):** مقادیر ضرایب کنترل.

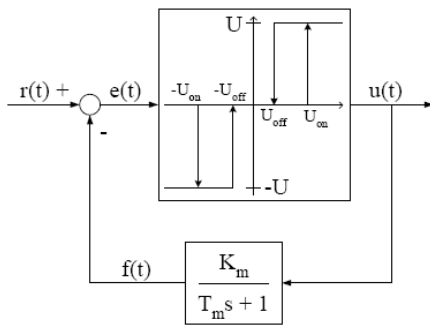
پارامتر	مقدار
$K_x$	۶۵
$K_{xd}$	۱۳۶
$K_y = K_z$	۷۸۰
$K_{yd} = K_{zd}$	۱۵۶۰

#### ۴- مدل دینامیکی تراستر گاز سرد

نمودار عملکرد تراستر گاز سرد شامل دو مشخصه مهم زمان خیز و زمان افت تراست می‌باشد که نمودار آن در شکل ۲ نشان داده شده است. این نمودار از اطلاعات آزمایشهای تجربی بر روی تراسترهای گاز سرد حاصل شده است. سیکل عملکرد تراسترهای گاز سرد براساس ساده سازی‌های خطی کننده در این نمودار تقریب زده شده است که می‌تواند در شبیه‌سازی‌ها مورد استفاده قرار گیرد. زمان خیز  $t_{12}$  شامل مجموع زمان خیز ناشی از کنترلر و زمان خیز ناشی از دینامیک گاز در عبور از مسیر لوله‌ها، شیر و نازل می‌باشد. زمان‌های  $t_{01}$  و  $t_{34}$  براساس زمان سیستم پردازش محاسبه می‌شود که نسبت به زمان تأخیر دینامیک گاز کوچک می‌باشد و در شبیه‌سازی‌ها برابر ۲۰ میلی ثانیه در نظر گرفته شده است.



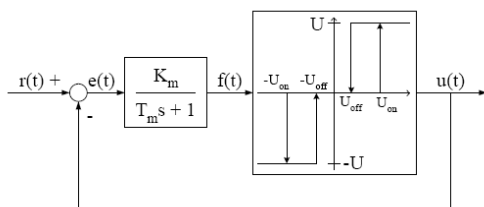
(الف)



(ب)

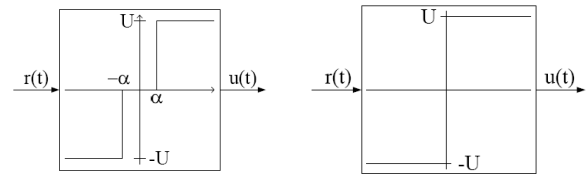
شکل (۵): (الف) مدولاتور IPWF، (ب) مدولاتور PRM.

مدولاتور عرض پالس-فرکانس پالس (PFPF)، همانند PRM از یک محرک اشمیت، یک فیلتر مرتبه اول و یک حلقه فیدبک تشکیل می‌گردد. اما در مدولاتور PFPF، فیلتر به جای قرار گرفتن در حلقه فیدبک، درست قبل از محرک اشمیت به کار گرفته می‌شود (شکل ۶).



شکل (۶): مدولاتور PFPF.

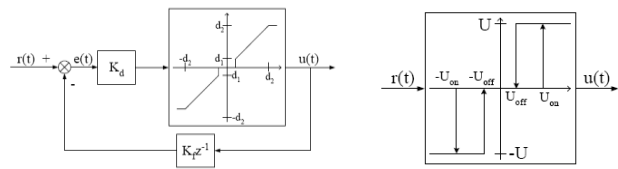
چنانچه در بالا شرح داده شد در مدولاتور PWM، خروجی در یک وضعیت فعال یا غیر فعال با فرکانس مدولاسیون ثابت قرار می‌گیرد. اما در مدولاتور PFPF فاصله بین پالس‌ها نیز مدوله می‌شود. این مدولاتور شامل یک رله با باند مرده و هیستریزس می‌باشد که موجب می‌شود از نوسان‌های اضافه عملگر و خاموش و روشن شدن بیپهوده تر استرها جلوگیری به عمل آید و خروجی با یک تلرانس تعریف شده حول فرمان ورودی نوسان کند. پارامترهای این مدولاتور از روابط (۱۲) محاسبه می‌گردد [۱۸]. متغیرهای این مدولاتور عبارتند از  $T_{on}$ ،  $T_{off}$  زمان خاموش-روشن تر استر،  $f$  فرکانس کار



شکل (۳): (الف) کنترلر بنگ-بنگ، (ب) کنترلر بنگ-آف-بنگ.

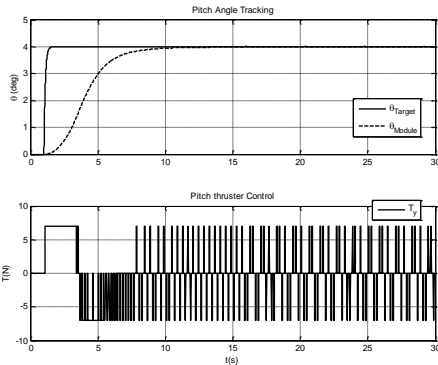
محرک اشمیت مدولاتور دیگری است که با اضافه نمودن ناحیه مرده و هیستریزس به رله ایده‌آل به دست آمده است و بسیار شبیه به کنترلر بنگ بنگ با ناحیه مرده است. تنها تفاوت در عملکرد هیستریزیسی محرک اشمیت است. شکل ۴-الف یک مدل ساده از این محرک را نشان می‌دهد.

مدولاتور عرض پالس، عرض پالس خروجی را متناسب با اندازه گشتاور فرمان تغییر می‌دهد. در این روش، خروجی یک دستور روشن شدن تراستر نیست بلکه عرض پالس تراستر را تعیین می‌کند. یک فیلتر نگهدار مرتبه صفر این سیگنال را به تراستر انتقال می‌دهد. شکل ۴-ب بلوک دیاگرام این مدولاتور را نمایش می‌دهد.

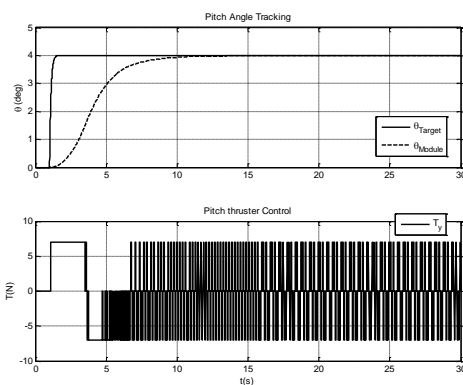


شکل (۴): (الف) مدولاتور اشمیت - (ب) مدولاتور PWM.

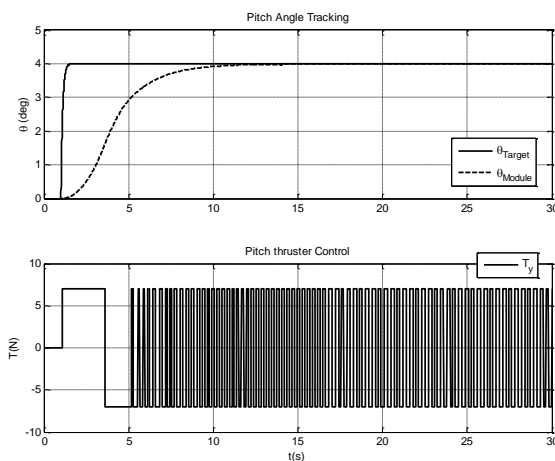
به بیانی این مدولاتور فرمان‌های کنترلی پیوسته را به فرم پالس‌های با پهنای مشخص و دامنه محدود و ثابت تبدیل می‌کند. این مدولاتور در گذر از حوزه پیوسته و ورود به حوزه ناپیوسته بسیار کارآمد می‌باشد. با طراحی پارامترهای این مدولاتور می‌توان مفسر مناسبی از حوزه پیوسته به حوزه گسسته طراحی نمود. بنابراین با استفاده از مدولاتور مذکور، طراحی در حوزه پیوسته بر اساس مفاهیم کلاسیک انجام می‌گیرد و سپس با انتخاب پارامترهای مدولاتور بر اساس مشخصه‌های فیزیکی سیستم، الگوریتم کنترلی به اجرا در می‌آید [۱۶]. مدولاتورهای فرکانس پالس (PFM)، یک سیگنال پیوسته به یک دسته از پالس‌ها با یک فرکانس متناسب با اندازه گشتاور فرمان تغییر می‌دهد. یک PFM به شکل‌های مختلفی قابل پیاده‌سازی است اما معمول‌ترین شکل آن PFM انتگرالی یا IPWF نامیده می‌شود. شکل ۵-الف بلوک دیاگرام IPWF را نشان می‌دهد. مدولاتور نرخ مجازی نوع دیگری مدولاتور است که اصطلاحاً PRM نامیده می‌شوند، از یک محرک اشمیت و یک فیلتر مرتبه اول در فیدبک تشکیل می‌شود [۱۷] (شکل ۵-ب).



شکل (۷): پاسخ پله و فرمان کنترل با مدولاتور PWM در فرکانس سوئیچینگ ۵ Hz - ضربه کنترل ۱۶۲ N.m.s و حداکثر خطای دائم ۰/۰۱ ± درجه.



شکل (۸): پاسخ پله و فرمان کنترل با مدولاتور PWM در فرکانس سوئیچینگ ۱۰ Hz - ضربه کنترل ۲۶۲ N.m.s و حداکثر خطای دائم ۰/۰۱ ± درجه.



شکل (۹): پاسخ پله و فرمان کنترل با مدولاتور PWM در فرکانس سوئیچینگ ۲۰ Hz - ضربه کنترل ۴۶۲ N.m.s و حداکثر خطای دائم ۰/۰۱ ± درجه.

تراستر، ثابت زمانی مدولاتور،  $k_m$  بهره مدولاتور،  $h$  عرض هیستریزس،  $U_{on}$ ،  $U_{off}$  آستانه خاموش- روشن مدولاتور،  $U_m$  خروجی مدولاتور،  $\Delta$  حداقل عرض پالس خروجی مدولاتور،  $C$  دامنه پله ورودی به مدولاتور و  $K_p$ ،  $K_d$  بهره‌های کنترل PD می‌باشند.

$$T_{on} = -\tau_m \ln \left( 1 + \frac{h}{k_m(C-U_m)-U_{on}} \right) \quad \begin{array}{l} \text{زمان} \\ \text{روشن} \end{array}$$

$$T_{off} = -\tau_m \ln \left( 1 - \frac{h}{k_m C - (U_m - h)} \right) \quad \begin{array}{l} \text{زمان} \\ \text{خاموش} \end{array}$$

$$f = \frac{1}{T_{on} + T_{off}} \quad (۱۲) \quad \text{فرکانس مدولاسیون}$$

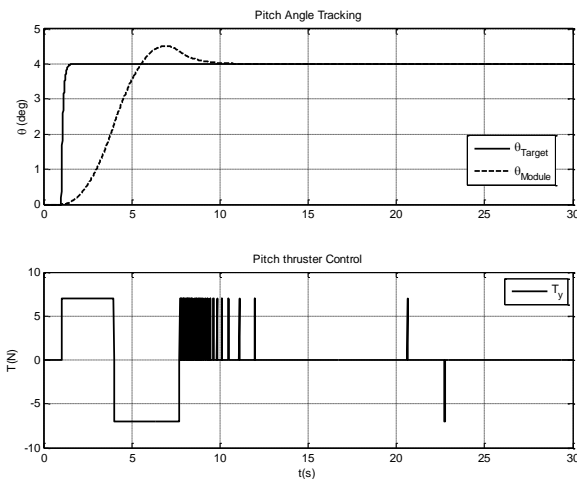
$$\Delta = -\tau_m \ln [1 - h/k_m U_m] \quad \text{حداقل عرض پالس}$$

### ۶- شبیه‌سازی و مقایسه عملکرد دو مدولاتور در کاربرد فضایی

در این قسمت با توجه به بررسی‌های انجام شده دو مدولاتور عرض پالس و عرض پالس- فرکانس پالس برای استفاده در سیستم کنترل وضعیت ماژول فضایی انتخاب شده و عملکرد آنها در شرایط یکسان مورد مقایسه قرار می‌گیرد و مدولاتور مناسب برای کاربرد در ماژول فضایی از لحاظ عملکرد و بهینه بودن مصرف انرژی در شرایط تعریف شده به دست خواهد آمد. در این شبیه‌سازی‌ها از هیچ‌گونه وسیله تبادل اندازه حرکت زاویه‌ای دیگری در ماژول استفاده نشده و با توجه به مأموریت ماژول و ژایروهای در دسترس میزان خطای مجاز حالت دائم برابر ۰/۱ درجه در نظر گرفته شده است.

### الف - شبیه‌سازی بدون نویز اندازه‌گیری و اغتشاش

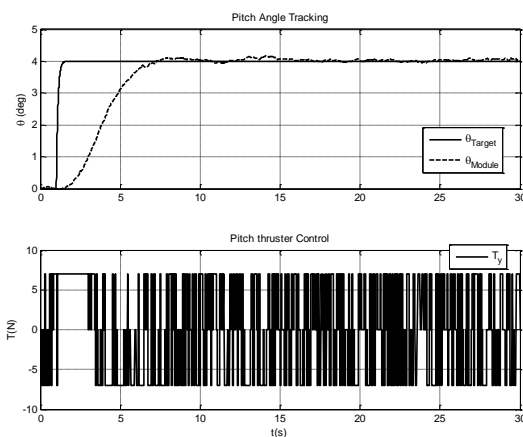
در شکل‌های ۷، ۸ و ۹ نتایج طراحی سیستم کنترل ماژول در پاسخ به فرمان پله با استفاده از مدولاتور PWM و کنترل PD با فرکانس سوئیچینگ برابر ۲۰، ۱۰ و ۵ نشان داده شده و نتایج مقایسه شده است. با افزایش فرکانس سوئیچینگ پاسخ حالت دائم هموارتر می‌شود اما میزان مصرف انرژی کنترل و یا ضربه کنترل نیز افزایش می‌یابد. فرکانس‌های سوئیچینگ کمتر نیز بررسی شده ولی به علت اینکه خطای حالت دائم خروجی از حد مطلوب تجاوز می‌کند در این مقایسه وارد نشده‌اند.



شکل (۱۰): پاسخ پله و فرمان کنترل با مدولاتور PMPF - ضربه کنترل ۱۳۲N.m.s و حداکثر خطای دائم  $\pm 0.1$  درجه.

### ب- شبیه‌سازی با نویز اندازه‌گیری و اغتشاش

شرایط عملکرد در حالت ورودی به همراه نویز اندازه‌گیری و اغتشاش درونی مورد بررسی قرار گرفته است. نویز سنسورها با نویز سفید گوسی، میانگین صفر و انحراف معیار  $0.05$  براساس اطلاعات سنسورهای در دسترس شبیه‌سازی شده است. شکل های ۱۱ و ۱۲ نشان می‌دهد میزان فعالیت کنترلی به خاطر نویز و اغتشاش افزایش یافته است. مقایسه شکل ۱۱ و ۱۲ نشان می‌دهد در این حالت میزان انرژی کنترل کمتری در حالت PMPF مصرف شده است.



شکل (۱۱): پاسخ پله و فرمان کنترل با وجود نویز و اغتشاش با مدولاتور PWM فرکانس سوئیچینگ ۵ Hz - ضربه کنترل ۳۶۰N.m.s و حداکثر خطای دائم  $\pm 0.15$  درجه.

پس از این مرحله کنترل وضعیت موجود با استفاده از مدولاتور عرض پالس- فرکانس پالس طراحی و شبیه‌سازی شده است. در شکل ۱۰ نتایج اولیه از طراحی سیستم کنترل ماژول در پاسخ به فرمان پله با مدولاتور PMPF و کنترل PD نشان داده شده است. چنانچه ملاحظه می‌شود سوئیچینگ کنترل نسبت به مدولاتور PWM کاهش یافته و مصرف انرژی در حالت دائم محدود شده است. با مشخص بودن حد مطلوب خطا و نیز میزان انرژی در دسترس، می‌توان با روابط طراحی ذکر شده برای مدولاتور به کنترل مطلوب دست یافت. در جدول ۳ مقادیر طراحی شده برای متغیرهای مدولاتور PMPF نشان داده شده است.

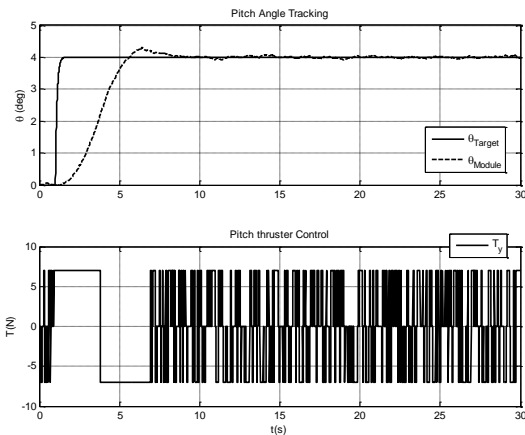
جدول (۳): پارامترهای مدولاتور PMPF

پارامتر	مقدار
$U_{on}$	۰/۳
$U_{off}$	۰/۱
$U_m$	۷/۰
$U$	۰/۰
$k_m$	۲/۰
$\tau_m$	۱/۰

پارامترهای مدولاتور PMPF براساس مشخصات عملکردی تراستر انتخاب و طراحی می‌گردد که  $U_m$  برابر سطح تراست در دسترس و برابر  $\gamma$  نیوتن و  $U$  خروجی مدولاتور در زمان فرمان خاموش می‌باشد که در این طراحی برای تراسترهای در دسترس برابر صفر می‌باشد. پارامترهای دیگر نظیر  $U_{on}$ ،  $U_{off}$  بر اساس حد مجاز خطای حالت دائم و مقابله با روشن- خاموش شدن ناخواسته تراسترها بر اثر نویز ورودی سنسورها و بر اساس روابط (۱۲) محاسبه شده است. در مجموع تنظیم پارامترهای این مدولاتور پس از طراحی اولیه و تعیین ناحیه خطی عملکرد مدولاتور در یک پروسه شبیه سازی، تکرار و تنظیم نهایی انجام شده است و البته قضاوت مهندسی و تجربه طراح در تنظیم نهایی از اهمیت بالایی برخوردار است.

## ۹- مراجع

1. Kirk, D. "Optimal Control Theory an Introduction", Englewood Cliffs, Prentice-Hall, 1970.
2. Yang, C.C. and Wu, C.J., "Optimal Large-Angle Attitude Control of Rigid Spacecraft by Momentum Transfer", IET Control Theory Application, Vol. 1, No. 3, pp. 657-664, 2007.
3. Junkins, J.L. and Turner, J.D. "Optimal Continuous Torque Attitude Maneuvers", Int. J. of Guidance and Control Dynamic, Vol. 3, No. 3, pp. 210-217, 1980.
4. Jan, Y.W. and Chiou, J.C. "Minimum-Time Spacecraft Maneuver Using Sliding-Mode Control", Acta Astronautica Vol. 54, pp 69-75, 2003.
5. Song G., Agrawal B. N., "Vibration Suppression of Flexible Spacecraft During Attitude Control", J. Acta Astronautica Vol. 49, No. 2, pp. 73-83, 2001.
6. Bertrand, P. "Attitude Control of Small Satellites Using Fuzzy Logic", Department of Mechanical Engineering McGill University, Montreal, 1997.
7. Lawrence, A. "Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance and Control", 2nd Edition, New York, 1988.
8. Calvin R. J. "Flight Test Evaluation of an On-Off Rate Command Attitude Control System of a Manned Lunar-Landing Research Vehicle", Flight Research Center Edwards, California, NASA Report, TN D-3903.
9. Gilberto A. and Luiz D. "Optimal On-Off Attitude Control for the Brazilian Multi-Mission Platform Satellite", Center of Applied Space Technology and Microgravity, Report D28359-Bermen, Germany.
10. Makovec, K. L. and Turner, A. J. "Design and Implementation of a Satellite Attitude Determination and Control System", Proceedings of the 2001 AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference 2001.
11. James R. Wertz, "Spacecraft Orbit and Attitude Systems, Kluwer Academic Publishers, London, 1992.
12. Sidi, M.J., "Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach", Cambridge Aerospace Series, Cambridge University Press, 1997.
13. Makovec, K. L. "A Nonlinear Magnetic Controller for Three-Axis Stability of Nanosatellites", Thesis Submitted to the Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
14. Svartveit, K. "Attitude Determination of the NCUBE Satellite", Thesis Submitted to the Department of Engineering Cybernetics, June 2003.
15. Wie, B. and Carroll, S. "Pulse Modulated Control Synthesis for a Flexible Spacecraft", J. of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 13, No. 6, pp. 1014-1022, 1989.
16. Bernelli-Zazzera, F., Mantegazza, P. and Nurzia, V. "Multi Pulse-Width Modulated Control of linear Systems", J. of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 21, No. 1, pp. 64-70, 1998.



شکل (۱۲): پاسخ پله و فرمان کنترل با وجود نویز و اغتشاش با مدولاتور P-WPF- ضربه کنترل ۳۰۵ N.m.s و حداکثر خطای دائم ۱۰/۱۰± درجه.

## ۷- نتیجه گیری

مقایسه نتایج شبیه سازی در شکل های ۷ الی ۱۲ نشان می دهد در هر دو حالت ایده آل و وجود نویز اندازه گیری و اغتشاش داخلی، الگوریتم طراحی شده با مدولاتور P-WPF با انرژی کنترلی کمتری نسبت به مدولاتور PWM، وضعیت ماژول را به مقادیر مطلوب رسانده است و خطای حالت دائم مطلوب را فراهم می سازد. همچنین این پژوهش نشان می دهد مدولاتور P-WPF با رفتار نزدیک به رفتار خطی و تعداد درجات آزادی بیشتر انعطاف پذیری بیشتری برای طراحی سیستم کنترل فراهم می کند. مصرف سوخت پایین و دقت عمل بالا به ویژه در حضور اغتشاش از ویژگی های این مدولاتور است. با توجه به مزایای مذکور، این مدولاتور به عنوان مدولاتور مطلوب برای کاربرد در کنترل وضعیت ماژول فضایی زیرمداری انتخاب گردیده است.

## ۸- تقدیر و تشکر

از پژوهشکده طراحی سامانه های فضایی دانشکده هوافضای دانشگاه خواجه نصیر طوسی و همکاران که در انجام این پژوهش مساعدت و همکاری داشته اند صمیمانه تقدیر و تشکر می گردد.



17. Buck, N. "Minimum Vibration Maneuvers Using Input Shaping and Pulse Width-Pulse Frequency Modulated Thruster Control", Master's thesis, Naval Postgraduate School, California, USA, 1996.
18. McClelland, R.S. "Spacecraft Attitude Control System Performance Using Pulse Width-Pulse Frequency Modulated Thrusters", Master's thesis, Naval Postgraduate School, California, USA, 1994.

Archive of SID