

# طراحی سیستم کنترل وضعیت با جت عکس العملی در یک زمینه پرنده عمودپرتاب

حمید بندی کناری <sup>۲</sup>	علیرضا باصحبت نوین زاده <sup>۲</sup>	هادی نوبهاری <sup>۱</sup>
دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، گروه مهندسی هوافضا	دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی هوافضا	دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا

## چکیده

در این مقاله طراحی سیستم کنترل وضعیت یک وسیله پرنده خاص مورد بررسی قرار گرفته است که شامل طراحی اجزای سیستم و جبران کننده های مورد نیاز می باشد. پرتاب این وسیله پرنده به صورت عمودی است و اندکی پس از پرتاب باید وضعیت زاویه ای آن توسط یک سیستم کنترل وضعیت از نوع جت عکس العملی، به وضعیت مطلوب در کانال های پیچ، رول و یاو تغییر کند. فرآیند طراحی سیستمی براساس زمان بندی مطلوب برای چرخش و الزامات بیشینه نرخ چرخش وسیله پرنده از وضعیت اولیه به وضعیت نهایی مورد نظر و نیز مشخصه های عملکردی مطلوب برای حلقه های کنترلی رول، پیچ و یاو می باشد. نتیجه طراحی سیستم کنترل وضعیت در نهایت توسط شبیه سازی پرواز شش درجه آزادی غیرخطی با در نظر گرفتن تغییرات جرم و ممان اینرسی و همچنین محدودیت اشباع سیگنال کنترلی ارزیابی شده است.

واژه های کلیدی: سیستم کنترل وضعیت - جت عکس العملی - سیستم پرتاب سرد عمودی - عملگر نیوماتیک

## Design of a Reaction Jet Control System for a Vertical Launch Flying Vehicle

H. Nobahari

Aerospace Engineering Dep't,  
Sharif Univ. of Tech., Tehran,  
Iran

A. B. Novin-Zadeh

Aerospace Engineering Dep't, K.  
N. Toosi Univ., Tehran, Iran

H. Bandikenari

Mechanical and Aerospace Eng.  
Dep't, Science and Research  
Branch, Islamic Azad Univ.,  
Tehran, Iran

### ABSTRACT

In this paper the design of an attitude control system with reaction jet is studied for a kind of vertical launch flying vehicle. The design process covers the components of the control system and the compensators. The attitude control system controls the roll, pitch and yaw angles for a few seconds after the vertical launch. The system design is based on the desired time schedule and the maximum required pitch rate of the flying vehicle during the initial maneuver in the vertical plane. The compensators are designed based on the desired performance criteria as defined within the text. Finally the designed control system and controllers are evaluated using a variable mass 6DOF flight simulation utilizing the full nonlinear equations of motion and considering the saturation of control signals.

**Key Words:** Attitude Control System- Reaction Jet- Vertical Cold Launch System- Pneumatic Actuator

۱- استادیار

۲- استادیار

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد (نویسنده پاسخگو): h.bandikenari@yahoo.com

## ۱- مقدمه

نیروها و گشتاورهای مورد نیاز برای کنترل این وسایل پرنده نیستند.

در زمینه سیستم‌های کنترل با جت جانبی پالسی (ضربه‌ای) برای اجسام پرنده با دوران و بدون دوران حول محور طولی فعالیت‌های تحقیقاتی متنوعی انجام شده‌است. در سال ۱۹۹۰ مسئله کنترل وضعیت در کمترین زمان به کمک سیستم کنترل با جت جانبی روی یک وسیله پرنده چرخان توسط جهانگیر و هاو مورد بررسی قرار گرفت [۱]. در مسئله مورد بررسی فرض شده بود که بتوان در حین چرخش وسیله پرنده دو پالس جانبی با استفاده از یک رانشگر، که در نقطه مشخصی از بدنه قرار گرفته است، به وسیله پرنده اعمال کرد. آنها این مسئله را به صورت یک مسئله کنترل بهینه با رویکرد کمترین زمان و قید رسیدن زاویه و سرعت زاویه‌ای نهایی به ترتیب به یک مقدار مشخص و صفر مورد مطالعه قرار دادند و به این ترتیب توانستند روش مشخصی برای زمان‌های آتش هر تراستر با رویکرد مینیمم زمان ارائه کنند.

در مقاله‌ای که توسط چامپیگنی و لاکائو در سال ۱۹۹۴ منتشر شد تحقیق مختصری پیرامون جت‌های جانبی به عنوان سیستم کنترل برخی از وسایل پرنده تاکتیکی ارائه شده‌است. در این مقاله بیشتر به جنبه‌های طراحی آیرودینامیکی این وسایل پرنده، با در نظر گرفتن اثر تداخل جریان هوا و جت جانبی پرداخته شده‌است [۲].

در مقاله‌ای که توسط ترمن و فلشنر در سال ۱۹۹۶ منتشر گردید یک کلاس جدید از کنترل‌کننده‌های پالسی مقاوم برای کنترل وضعیت فضاپیما با استفاده از تئوری لیپانوف توسعه داده شد، که رفتار سیستم غیرخطی تحت تاثیر تراسترهای روشن - خاموش را پیش‌بینی می‌کرد [۳]. در سال ۱۹۹۹ کوین لینچ حداقل تراسترهای جانبی موردنیاز برای کنترل یک جسم صلب را، که به صورت یک مسئله کنترل بهینه طرح‌ریزی شده بود، مورد بررسی قرار داد [۴]. همچنین در همین سال هان و همکاران یک روش جدید کنترل پس‌خور خروجی برای مانور چرخشی تک محوره یک وسیله پرنده در مینیمم زمان با استفاده از تراسترهای روشن - خاموش ارائه کردند. در این روش از

در وسایل عمودپرتاب تاکتیکی لازم است که وسیله پرنده پس از خارج شدن از پرتابگر، بلافاصله در جهت مورد نظر شروع به چرخش کند تا بتواند خیلی سریع در مسیر تعیین شده توسط قانون هدایت قرار گیرد. در ابتدای پرواز به دلیل سرعت کم وسیله پرنده، از نیروهای آیرودینامیکی برای کنترل وسیله پرنده نمی‌توان استفاده کرد. به همین دلیل معمولاً از روش‌های دیگر مانند استفاده از نیروی عکس‌عملی یک جت جانبی<sup>۱</sup> و یا روش کنترل بردار تراست (TVC)<sup>۲</sup> استفاده می‌شود. انتخاب روش مناسب براساس کاربرد و ویژگی‌های عملکردی موردنظر صورت می‌پذیرد.

موضوع اصلی این مقاله طراحی سیستم کنترل با جت جانبی برای یک وسیله پرنده عمودپرتاب است که ابتدا توسط یک سیستم پرتاب سرد به صورت عمودی تا یک ارتفاع مشخص به سمت بالا پرتاب می‌شود. سپس سیستم کنترل طراحی شده زاویه پیچ وسیله پرنده را از مقدار ۹۰ درجه به یک مقدار مشخص، که توسط الگوریتم هدایت تعیین شده‌است، تقلیل می‌دهد تا شرایط اولیه مناسب برای روشن شدن موتور وسیله پرنده در جهت بهینه و عملکرد بهینه حلقه هدایت فراهم شود. در حین چرخاندن وسیله پرنده در جهت پیچ، این سیستم کنترل وظیفه کنترل زاویه رول و یاو و همچنین تامین پایداری موردنیاز را نیز به عهده دارد.

در چند دهه گذشته استفاده از سیستم‌های کنترل با جت عکس‌عملی در وسایل پرنده مورد توجه قرار گرفته‌است. با مطرح شدن موضوع سیستم دفاع موشکی استراتژیک (SDI)<sup>۳</sup> یا سپر دفاع موشکی، که بیشترین توجه آن روی رهگیری ماهواره‌ها و موشک‌های بالستیک قاره‌پیما (ICBM)<sup>۴</sup> در خارج از جو غلیظ می‌باشد، توجه به استفاده از سیستم‌های مبتنی بر جت باز هم بیشتر شده‌است. بدیهی است که سیستم‌های کنترل آیرودینامیکی قادر به تولید

<sup>1</sup> Reaction Jet Control

<sup>2</sup> Thrust Vector Control

<sup>3</sup> Strategic Defense Initiative

<sup>4</sup> Intercontinental Ballistic Missile

مراجع موجود در زمینه استفاده از سیستم‌های جت عکس‌عملی، که در بالا مورد بررسی قرار گرفت، محدود به استفاده از جت جانبی به صورت پالسی در وسایل پرنده چرخان یا غیر چرخان به عنوان یک سیستم کنترل جانبی مستقل یا کمکی برای سیستم کنترل آیرودینامیکی می‌باشد و در این سیستم‌ها به دلیل نحوه خروج جت جانبی، امکان کنترل زاویه رول وجود ندارد. مسئله بررسی شده در این مقاله عبارت است از کنترل وضعیت یک وسیله پرنده پس از فاز پرتاب عمودی با استفاده از جت جانبی در شرایطی که زاویه جت به صورت پیوسته قابل تغییر می‌باشد. سیستم کنترل وضعیت مورد نیاز به گونه‌ای طراحی می‌شود که علاوه بر کنترل وضعیت جانبی وسیله پرنده، قابلیت کنترل زاویه رول را نیز داشته باشد. چنین مسئله‌ای تاکنون در مراجع مورد بررسی قرار نگرفته است. به علاوه در هیچ کدام از مراجع موجود اشاره‌ای به جزئیات سیستمی نشده است که موضوع اخیر نیز در این مقاله مورد بررسی قرار می‌گیرد.

محتوای این مقاله شامل مدل‌سازی دینامیک وسیله پرنده و زیرمجموعه‌های سیستم کنترل با جت جانبی، طراحی المان‌های سیستم کنترل از جمله کنترل‌کننده و ارزیابی طراحی سیستمی از طریق شبیه‌سازی پرواز می‌باشد.

## ۲- مدل‌سازی دینامیکی

وسيله پرنده مورد بررسی در این مقاله، از لحظه شروع ماموریت تا پایان چرخش آن، دارای دو فاز پروازی شامل فاز پرتاب عمودی و فاز کنترل وضعیت در حالت موتور خاموش می‌باشد. پرتاب عمودی توسط یک سیستم پرتاب سرد انجام می‌شود که نحوه مدل‌سازی آن بیان خواهد شد. در این فاز هیچ کنترلی روی وسیله پرنده وجود ندارد. در فاز دوم پرواز با توجه به اینکه موتور اصلی وسیله پرنده هنوز روشن نشده است، از سیستم کنترل با جت جانبی برای کنترل هر یک از کانال‌های رول، پیچ و یاو استفاده می‌شود.

### ۲-۱- مدل‌سازی سیستم پرتاب سرد

مدل‌سازی سیستم پرتاب سرد شامل دو مرحله حرکت شتاب‌دار می‌باشد. در مرحله اول، شتاب‌گیری با استفاده از هوای فشرده در داخل پرتابگر صورت می‌گیرد و در مرحله

تئوری کنترل بهینه برای پیدا کردن زمان‌های سوئیچینگ بر اساس مدل ریاضی ساختار متغیر استفاده شده است [۵]. در سال ۲۰۰۱ نیز از سیستم کنترل جت جانبی برای کاهش پراکندگی نقطه اصابت یک وسیله پرنده اتمسفری به کمک سیستم کنترل پرواز ردیاب مسیر (TT)<sup>۱</sup> استفاده شد [۶].

در سال ۲۰۰۲ مقایسه‌ای روی قوانین هدایت و کنترل، به خصوص آنهایی که در وسایل پرنده جوی آتش مستقیم<sup>۲</sup> مجهز به مکانیزم کنترل با جت جانبی بکار می‌روند، توسط جیت پرافای و همکاران انجام گرفته است. قوانین کنترل پرواز مورد بررسی شامل قانون هدایت تناسبی و قانون ردیابی مسیر (TT) می‌باشد. در این مقاله تاثیر تعداد جت پالس‌های منفرد، ضربه هر تراستر و خطاهای سنسور روی پراکندگی نقطه اصابت و متوسط فاصله از دست‌دهی<sup>۳</sup> مورد مطالعه قرار گرفته است [۷].

در سال ۲۰۰۳ یک الگوریتم سه‌پالسی برای یک فضای متقارن محوری توسط هال، لوری و قوربل معرفی شد که می‌تواند مصرف سوخت را برای چرخش‌هایی با شرایط اولیه غیر صفر کاهش دهد [۸]. در سال ۲۰۰۵ برای یک وسیله پرنده چرخان در پرواز اتمسفری، تغییر مسیر ناگهانی حرکت تحت تاثیر عملکرد جت پالس‌های جانبی به صورت حلقه بسته توسط بردلی بورچت و همکاران بررسی شد [۹]. در سال ۲۰۰۶ مقاله‌ای توسط وانگ و همکاران منتشر شد که در آن از روش‌های کنترل با تراست جانبی و کنترل آیرودینامیکی برای رهگیری وسایل پرنده جوی استفاده شده است [۱۰]. در مقاله دیگری که در سال ۲۰۰۷ توسط ریدگلی و همکاران منتشر شد، طراحی اتوپیلوت برای یک وسیله پرنده هوا به هوا، که از نوع کنترل با جت عکس‌عملی و دم کنترل می‌باشد، مورد بررسی قرار گرفت [۱۱].

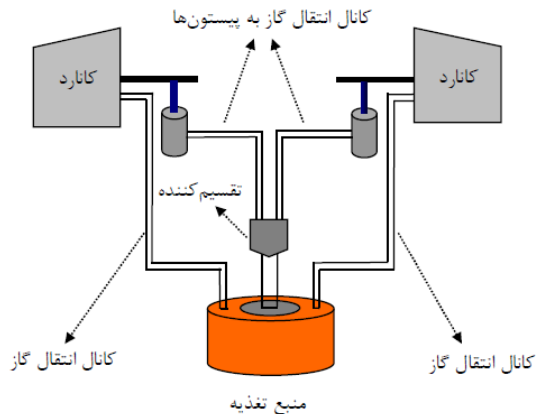
در سال ۲۰۰۸ گوپتا و همکاران امکان کاهش پراکندگی نقطه اصابت یک راکت توپخانه‌ای را با کمک جت پالس‌های جانبی و سیستم کنترل ردیاب مسیر (TT) مورد بررسی قرار دادند [۱۲].

<sup>1</sup> Trajectory Tracking

<sup>2</sup> Direct Fire Atmospheric Rocket

<sup>3</sup> Miss Distance

شامل سطوح کنترلی (کانارد) و عملگرها را مدل‌سازی خواهیم کرد. در شکل ۱ دیاگرام فرضی سرومکانیزم وسیله پرنده نشان داده شده است.



شکل (۱): شماتیکی از سرومکانیزم وسیله پرنده.

## ۲-۲-۱ مدل‌سازی سطوح کنترلی

همان‌طور که قبلاً نیز اشاره شد کنترل وسیله پرنده در فاز دوم (با فرض صفر بودن نیروهای آیرودینامیکی) توسط سیستم کنترل با جت جانبی صورت می‌گیرد. بنابراین باید نیروی جت جانبی مورد نیاز برای کنترل وضعیت وسیله پرنده و همچنین گشتاور لولا<sup>۱</sup>، که باید عملگر قادر به تامین آن باشد، محاسبه شود.

برای محاسبه مقدار نیروی جت جانبی مورد نیاز روی بالک‌های کنترلی و همچنین مقدار گشتاور لولای بالک، لازم است که بیشینه شتاب جانبی قابل فرمان ( $a_{C_{max}}$ )، حاشیه پایداری استاتیکی ( $l^*$ )، فاصله مرکز جرم تا خط لولای بالک‌های کنترلی ( $l_C$ ) و فاصله مرکز فشار تا خط لولا ( $l_{Hinge}$ ) نیز به صورت پیش فرض در نظر گرفته شود. در شکل ۲ نیروها و گشتاورهای ناشی از جت جانبی و آیرودینامیک وارد بر بالک وسیله پرنده نشان داده شده است که در ادامه از آن در محاسبه گشتاور لولا استفاده خواهد شد.

دوم فقط شتاب جاذبه به وسیله پرنده اعمال می‌شود (به دلیل سرعت کم وسیله پرنده در هنگام خروج از پرتابگر، در تحلیل مرحله دوم از آیرودینامیک صرف نظر شده است). از قانون دوم نیوتن می‌توان برای به دست آوردن نیروی لازم برای پرتاب وسیله پرنده به طور عمودی استفاده کرد.

$$\begin{aligned} \sum F_x &= m_0 a_x \\ \Rightarrow F_{CA} - m_0 g_0 &= m_0 a_{L_x} \end{aligned} \quad (1)$$

به کمک روابط سینماتیک و دینامیک و پیش فرض گرفتن مقادیر ارتفاع مرکز جرم وسیله پرنده از سطح زمین ( $h_B$ )، طول لوله پرتابگر ( $h_L$ )، ارتفاع پرتابگر از سطح زمین ( $h_0$ ) و نیز صفر بودن سرعت مرکز جرم وسیله پرنده در ارتفاع مورد نظر ( $V_B$ )، می‌توان سرعت خروج وسیله پرنده از پرتابگر ( $V_A$ ) را به صورت زیر محاسبه کرد.

$$V_A = \sqrt{V_B^2 + 2g_0(h_B - h_L - h_0)}, \quad (2)$$

با توجه به اینکه وسیله پرنده در لحظه شروع حرکت درون پرتابگر دارای سرعت صفر می‌باشد، اگر شتاب وسیله پرنده در داخل پرتابگر ثابت فرض شود، مقدار آن را می‌توان از رابطه زیر محاسبه کرد.

$$a_{L_x} = \frac{V_A^2}{2h_L}, \quad (3)$$

در رابطه فوق ( $a_{L_x}$ ) شتاب وسیله پرنده درون پرتابگر و جهت مثبت آن رو به بالا می‌باشد. در نهایت به کمک رابطه (۱) می‌توان میزان نیروی هوای فشرده ( $F_{CA}$ ) را به راحتی محاسبه کرد. همچنین زمان خروج وسیله پرنده از داخل پرتابگر به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$t_A = \sqrt{\frac{2h_L}{a_{L_x}}}. \quad (4)$$

از هر یک از روابط فوق در شبیه‌سازی فاز عمودپرتاب وسیله پرنده استفاده خواهد شد.

## ۲-۲-۲ مدل‌سازی سیستم کنترل وضعیت

با فرض اینکه کنترل وضعیت وسیله پرنده در سه کانال رول، پیچ و یاو توسط یک سرومکانیزم نیوماتیکی انجام شود، اجزای اصلی و اثرگذار در تعیین تابع تبدیل سرومکانیزم آن،

<sup>1</sup> Hinge Moment

$$\ddot{\theta}_{\max,P} = \frac{2\theta_{\max}}{t_{\min}^2}, \quad (8)$$

گشتاور لولای ناشی از جت جانبی با در نظر گرفتن منشأ سازه‌ای و با پیش فرض گرفتن شتاب جانبی قابل فرمان از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$\ddot{\theta}_{\max,S} = \frac{a_{C_{\max}}}{l_{\max}}, \quad (9)$$

در رابطه بالا  $l_{\max}$  فاصله دورترین نقطه اعمال شتاب تا مرکز جرم وسیله پرنده می‌باشد. شتاب جانبی اعمالی به وسیله پرنده از رابطه زیر محاسبه خواهد شد.

$$\ddot{\theta}_{\max} = \min\{\ddot{\theta}_{\max,P}, \ddot{\theta}_{\max,S}\}, \quad (10)$$

با فرض معلوم بودن ممان اینرسی کل وسیله پرنده، ماکزیمم گشتاور لولای ناشی از جت جانبی از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$M_J = I_{yy} \ddot{\theta}_{\max}, \quad (11)$$

بنابراین بیشینه نیروی جت، که باید بتوان در صورت نیاز روی هر بالک ایجاد کرد، از رابطه زیر به دست می‌آید.

$$T_{J_{\max}} = \frac{M_J}{2.l_C}, \quad (12)$$

در نهایت گشتاور لولای ناشی از جت جانبی به صورت زیر محاسبه خواهد شد.

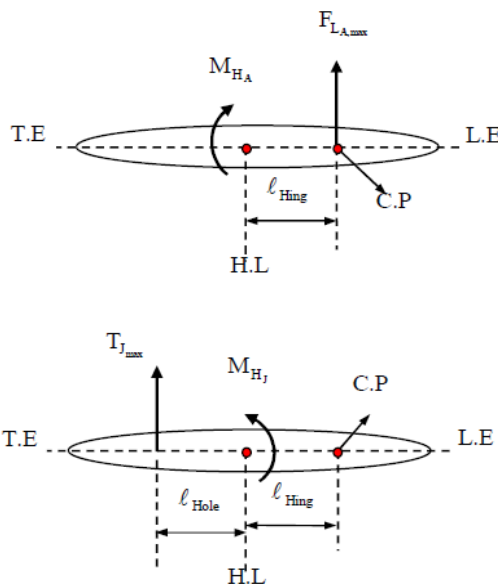
$$M_{H_J} = l_{\text{Hole}} T_{J_{\max}}, \quad (13)$$

بنابراین بیشینه گشتاور لولا، که عملگر باید قادر به تامین آن باشد، عبارت است از:

$$M_{H_{\max}} = \max(M_{H_J}, M_{H_A}). \quad (14)$$

### ۲-۲-۱- مدل سازی عملگرها

در بیشتر وسایل پرنده مجموعه عملگر از یک شیر برقی و یک سیلندر و پیستون، که عامل حرکت بالک‌های کنترلی می‌باشد، تشکیل شده است. گازهای ورودی به داخل سیلندر و پیستون باعث حرکت خطی آن خواهد شد که در نهایت این حرکت خطی توسط مکانیزمی به حرکت دورانی برای دوران محور شفت بالک تبدیل می‌شود. این مطلب در شکل ۳ به خوبی نمایان است.



شکل (۲): نیروهای آیرودینامیک و جت جانبی وارد بر بالک.

ابتدا بیشینه نیروی برآی قابل تحمل توسط وسیله پرنده از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$F_{L_{A_{\max}}} = m_0 a_{C_{\max}}, \quad (5)$$

در رابطه بالا  $m_0$  جرم کل وسیله پرنده می‌باشد. حال بیشینه نیروی وارد بر هر بالک را از رابطه زیر محاسبه می‌کنیم.

$$F_{L_C} = \frac{F_{L_{A_{\max}}}}{2\left(\frac{l_C}{l^*} + 1\right)}, \quad (6)$$

در نهایت گشتاور لولای ناشی از نیروهای آیرودینامیکی به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$M_{H_A} = l_{\text{Hing}} F_{L_C}, \quad (7)$$

در محاسبه گشتاور لولا ناشی از جت جانبی، دو منشأ عملکردی و سازه‌ای مدنظر می‌باشد. از دیدگاه عملکردی، پارامترهای ماکزیمم زاویه چرخش از مقدار ۹۰ درجه به یک مقدار نهایی ( $\theta_{\max}$ ) و مینیمم زمان چرخش وسیله پرنده ( $t_{\min}$ )، پارامترهای پیش فرض می‌باشند. بنابراین ماکزیمم شتاب زاویه‌ای وسیله پرنده از دیدگاه عملکردی از رابطه زیر حساب می‌شود.

در رابطه بالا  $m_{Piston}$ ،  $m_{Shaton}$  و  $B_{Piston}$  به ترتیب جرم پیستون، جرم شاتون و ضریب اصطکاک ویسکوز پیستون می‌باشد.

$F'$  نیروی لازم برای غلبه بر اینرسی و اصطکاک سایر اجزای متحرک سرومکانیزم، شامل کانارد، میله رابط، شفت کانارد، مفاصل و نیز نیروی لازم برای غلبه بر گشتاور لولا می‌باشد، که در رابطه زیر نشان داده شده‌است.

$$F' = \frac{M_H + M_I + M_B}{\ell_{TR}} \quad (19)$$

در رابطه بالا  $M_I$  گشتاور لازم برای غلبه بر اینرسی اجزای یادشده و  $M_B$  گشتاور لازم برای غلبه بر اصطکاک این اجزا می‌باشد. مجموع گشتاور مورد نیاز برای غلبه بر اینرسی کانارد، میله رابط و شفت کانارد به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$M_I = I \ddot{\delta} \quad (20)$$

گشتاور اصطکاکی شفت کانارد ( $M_{B_{Shaft}}$ ) و نیز گشتاور اصطکاکی مفاصل ( $M_{B_{Linkage}}$ ) به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\begin{cases} M_{B_{Shaft}} = B_{Shaft} \dot{\delta} \\ M_{B_{Linkage}} = B_{Linkage} \dot{\delta} \end{cases} \quad (21)$$

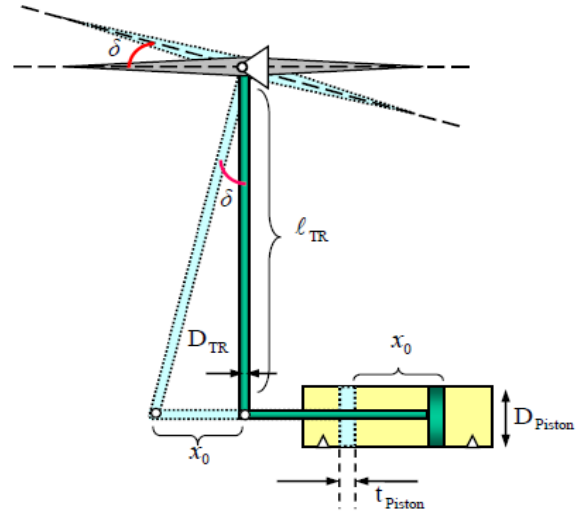
می‌توان نشان داد که میان جابجایی خطی پیستون  $x_0$  و زاویه انحراف کانارد از وضعیت تعادل  $\delta$ ، رابطه زیر برقرار است.

$$x_0 = \ell_{TR} \delta \quad (22)$$

با جایگذاری در رابطه (۱۸) و در نظر گرفتن ترم  $M_H$  به عنوان اغتشاش، می‌توان تابع تبدیل عملگر را از تغییر زاویه شیر برقی تا انحراف زاویه‌ای کانارد به صورت زیر محاسبه کرد.

$$\frac{\delta(s)}{\varepsilon_i(s)} = \frac{A_{Piston} K_{EV} \ell_{TR}}{B_{Piston} \ell_{TR}^2 + B_{Shaft} + B_{Linkage}} \cdot \frac{1}{s \left[ \left( \frac{(m_{Piston} + m_{Shaton}) \ell_{TR}^2 + I}{B_{Piston} \ell_{TR}^2 + B_{Shaft} + B_{Linkage}} \right) s + 1 \right]} \quad (23)$$

با فرض معلوم بودن جرم و گشتاور اینرسی کانارد، میله رابط، شفت کانارد و مفاصل می‌توان مقادیر عددی تابع تبدیل سرو مکانیزم را محاسبه کرد.



شکل (۳): شماتیکی از مکانیزم عملکرد عملگر.

با فرض معلوم بودن بازوی گشتاور ( $\ell_{TR}$ )، می‌توان حداکثر نیروی خطی، که هر پیستون باید قادر به تامین آن باشد، را به صورت زیر محاسبه کرد.

$$F_{Piston_{max}} = \frac{M_{H_{max}}}{\ell_{TR}} \quad (15)$$

در ادامه سطح مقطع پیستون به نحوی محاسبه می‌شود که قادر به تامین حداکثر نیروی مورد نیاز بدست آمده از رابطه (۱۵) باشد. با فرض معلوم بودن بیشینه اختلاف فشار در دو طرف پیستون هر عملگر ( $\Delta P_{Piston_{max}}$ )، که معمولاً ۱۰ بار (Bar) در سیستم‌های عملی فرض می‌شود، می‌توان سطح مقطع مورد نیاز برای پیستون را از رابطه زیر به دست آورد.

$$A_{Piston} = \frac{F_{Piston_{max}}}{\Delta P_{Piston_{max}}} \quad (16)$$

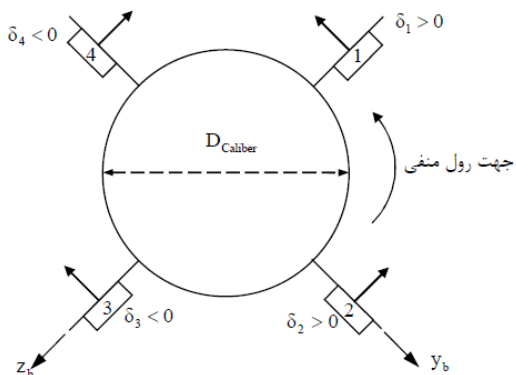
حال می‌توان بین نیروی پیستون ( $F_{Piston}$ ) و اختلاف فشار دو طرف پیستون ( $\Delta P_{Piston}$ )، با زاویه نازل شیر برقی ( $\varepsilon_i$ ) ارتباط برقرار کرد. اختلاف فشار در دو طرف پیستون را می‌توان متناسب با زاویه انحراف نازل شیر برقی در نظر گرفت. بنابراین:

$$F_{Piston} = A_{Piston} K_{EV} \varepsilon_i \quad (17)$$

در رابطه بالا ( $K_{EV}$ ) مقدار بهره شیر برقی می‌باشد. از طرفی داریم:

$$F_{Piston} = (m_{Piston} + m_{Shaton}) \ddot{x}_0 + B_{Piston} \dot{x}_0 + F' \quad (18)$$

بدنی یک وسیله پرنده، هنگامی که از عقب به آن نگاه می‌شود، نشان داده شده‌است.



شکل (۴): شماره‌گذاری بالک‌ها و جهت محورهای دستگاه مختصات بدنی در دید از عقب.

چنانچه مقدار نیروی جت جانبی روی هر بالک تابعی خطی از زاویه انحراف بالک فرض شود، می‌توان مقدار آن را از رابطه زیر محاسبه کرد.

$$T_{J_i} = T_{J_{\max}} \cos \lambda \frac{\delta_i}{\delta_{\max}}, \quad (29)$$

که  $T_{J_{\max}}$  بیشینه نیروی جت قابل تولید روی هر بالک و  $\lambda$  زاویه خروج جت جانبی نسبت به بدنه می‌باشد، بنابراین:

$$T_{J_\delta} = \frac{\partial T_{J_i}}{\partial \delta_i} = \frac{T_{J_{\max}} \cos \lambda}{\delta_{\max}}, \quad (30)$$

حال با توجه به دو رابطه فوق می‌توان هر یک از نیروها و گشتاورهای جت جانبی را به صورت زیر محاسبه کرد.

الف) نیروهای ناشی از جت جانبی

$$Y_J = -T_{J_1} + T_{J_3} = -2T_{J_\delta} \delta_r, \quad (31)$$

$$Z_J = -T_{J_2} + T_{J_4} = -2T_{J_\delta} \delta_e, \quad (32)$$

ب) گشتاورهای ناشی از جت جانبی

$$L_J = 4\left(\frac{D_{\text{Caliber}}}{2} + b_J\right)T_{J_\delta} \delta_a, \quad (33)$$

$$M_J = 2(d_{\text{CG}} - d_J)T_{J_\delta} \delta_e, \quad (34)$$

$$N_J = -2(d_{\text{CG}} - d_J)T_{J_\delta} \delta_r. \quad (35)$$

در روابط فوق  $d_{\text{CG}}$  و  $d_J$  به ترتیب فاصله مرکزجرم و محل خروج جت جانبی از نوک و  $b_J$  فاصله شعاعی محل خروج جت جانبی تا محور طولی می‌باشد.

### ۳- معادلات حرکت وسیله پرنده

با فرض صلب بودن وسیله پرنده در بازه‌های زمانی کوچک، برای حرکت انتقالی و دورانی وسیله پرنده خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \vec{F} &= m \frac{d\vec{V}}{dt}, \\ \vec{M} &= m \frac{d\vec{H}}{dt}, \end{aligned} \quad (24)$$

در معادلات بالا  $\vec{F}$  و  $\vec{M}$  به ترتیب مجموع نیروها و گشتاورهای خارجی وارد بر وسیله پرنده،  $\vec{V}$  سرعت مرکز جرم و  $\vec{H}$  اندازه حرکت زاویه‌ای وسیله پرنده می‌باشد. فرم معادلات فوق در دستگاه بدنی وسیله پرنده با فرض تقارن محوری به صورت زیر خواهد بود.

$$\begin{cases} \sum F_x = m(\dot{u} + wq - vr) = X, \\ \sum F_y = m(\dot{v} + ur - wp) = Y, \\ \sum F_z = m(\dot{w} - uq + vp) = Z, \end{cases} \quad (25)$$

$$\begin{cases} I_{xx} \dot{p} = L, \\ I_{yy} \dot{q} - (I_{zz} - I_{xx})rp = M, \\ I_{zz} \dot{r} - (I_{xx} - I_{yy})pq = N, \end{cases} \quad (26)$$

در روابط بالا نیروها و گشتاورهای خارجی وارد بر وسیله پرنده در دو فاز عمودپرتاب و کنترل وضعیت شامل جاذبه، نیروی پرتاب سرد و جت جانبی می‌باشد که به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} X_W \\ Y_W \\ Z_W \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} X_J \\ Y_J \\ Z_J \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} X_{CA} \\ Y_{CA} \\ Z_{CA} \end{Bmatrix}, \quad (27)$$

$$\begin{Bmatrix} L \\ M \\ N \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} L_J \\ M_J \\ N_J \end{Bmatrix}. \quad (28)$$

لازم به ذکر است که نیروهای جاذبه و پرتاب سرد، به دلیل عبور امتداد آن از مرکزجرم، گشتاوری به وسیله پرنده وارد نمی‌کند.

### ۳-۱ مدل سازی نیروها و گشتاورهای ناشی از جت جانبی

نیروها و گشتاورهای متأثر از جت جانبی وارد بر وسیله پرنده شامل  $N_J, M_J, L_J, Z_J, Y_J$  می‌باشد. در شکل ۴ شماره گذاری بالک‌ها و جهت محورهای دستگاه مختصات

#### ۴- طراحی حلقه‌های کنترلی

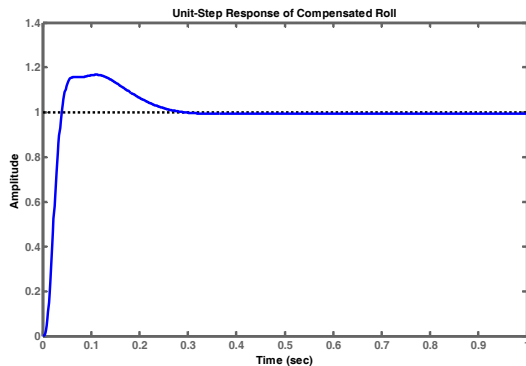
در این بخش حلقه‌های کنترل زوایای رول، پیچ و یاو به همراه حلقه داخلی سرو، که وسیله پرنده را از وضعیت پرتاب عمودی به وضعیت زاویه‌ای مطلوب رهنمون می‌کند، مدل‌سازی شده و کنترل‌کننده‌های مورد نیاز، به نحوی که این حلقه‌های کنترلی رفتار مطلوب موردنظر را داشته باشد، طراحی می‌شود. در طراحی حلقه‌های کنترلی سامانه موردنظر، همواره سعی شده‌است که حدفاز حداقل ۵۵ درجه و حداکثر خطای حالت ماندگار کمتر از ۱۰ درصد باشد. همچنین زمان برخاست ( $t_r$ ) حلقه‌های پیچ و یاو را مساوی مینیمم زمان چرخش وسیله پرنده ( $t_{min}$ )، که در واقع کمترین زمان چرخش وسیله پرنده از وضعیت ۹۰ درجه به ۴۵ درجه می‌باشد، در نظر گرفته شده‌است و پهنای باند حلقه پیچ و رول نیز با توجه به آن محاسبه خواهد شد. به دلیل تشابه کانال‌های پیچ و یاو تنها به طراحی کانال پیچ پرداخته شده‌است. تابع تبدیل عملگر به همراه تابع تبدیل حلقه‌های رول و پیچ به ترتیب زیر محاسبه شده‌است.

$$G_A(s) = \frac{1545}{s(0.0079s + 1)}, \quad (36)$$

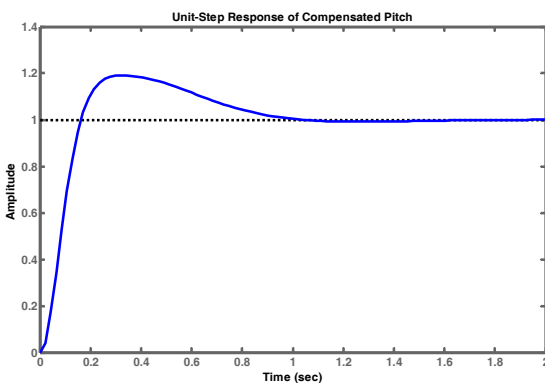
$$G_R(s) = \frac{4772740s + (6458.6e + 5)}{0.0079s^5 + 4.65s^4 + 1484s^3 + (1.383e + 5)s^2}, \quad (37)$$

$$G_P(s) = \frac{(1.3e + 5)s + (1.58e + 7)}{0.0079s^5 + 3.6s^4 + 949s^3 + 748000s^2}. \quad (38)$$

هریک از حلقه‌های رول، پیچ و حلقه سرو در شکل‌های ۵، ۶ و ۷ نشان داده شده‌است.



شکل (۶): نمودار پاسخ پله تابع تبدیل حلقه‌بسته رول.

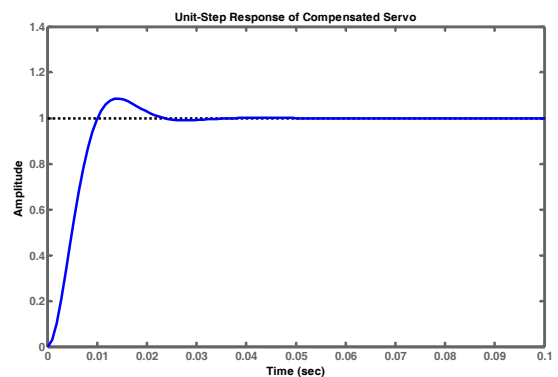


شکل (۷): نمودار پاسخ پله تابع تبدیل حلقه‌بسته پیچ.

مشاهده می‌شود که در هر یک از حلقه‌های کنترلی زمان نشست و درصد فراجش دارای مقادیر مطلوب می‌باشد.

#### ۵- شبیه‌سازی پرواز

در طراحی کنترل‌کننده از فرضیاتی استفاده می‌شود که از آن جمله می‌توان به خطی‌سازی دینامیک وسیله پرنده و صرف‌نظر کردن از محدودیت (اشباع<sup>۱</sup>) روی سطوح کنترلی اشاره کرد. به همین دلیل لازم است پس از طراحی کنترل‌کننده، عملکرد آن در شبیه‌سازی پرواز شش‌درجه‌آزادی غیرخطی و با در نظر گرفتن اشباع ارزیابی شود. (لازم به ذکر است که زاویه اشباع سطوح کنترلی در حدود ۱۰ درجه فرض شده‌است)

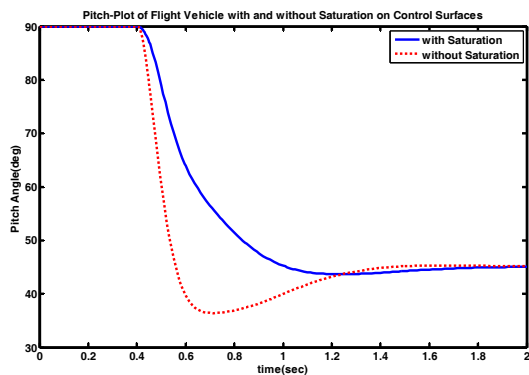


شکل (۵): نمودار پاسخ پله تابع تبدیل حلقه‌بسته سرو.

طراحی کنترل‌کننده‌ها براساس تئوری کنترل کلاسیک انجام شده و پاسخ زمانی سیستم جبران‌شده به ورودی پله

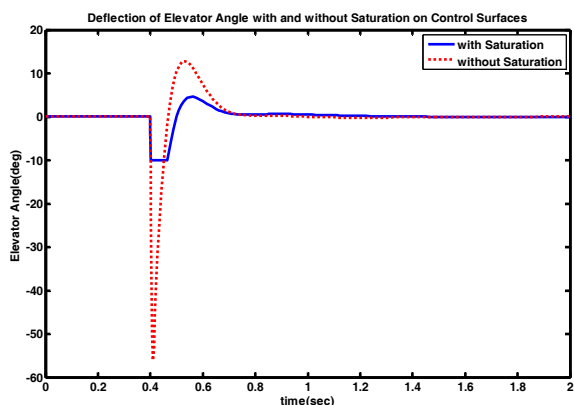
<sup>1</sup> Saturation





شکل (۹): تغییرات زاویه پیچ وسیله پرنده با و بدون محدودیت روی بالک‌های کنترلی.

در شکل ۱۰ تأخیر زمانی ایجادشده در کنترل کانال پیچ در اثر وجود و عدم وجود اشباع نشان داده شده‌است.

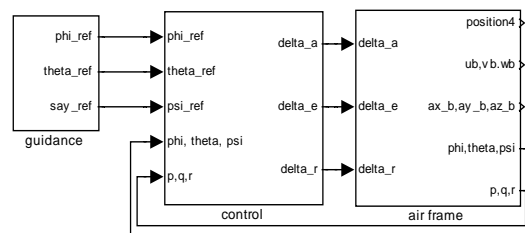


شکل (۱۰): نمودار تغییرات زاویه انحراف کانارد با و بدون محدودیت روی بالک‌های کنترلی.

همان‌طور که در شکل فوق مشاهده می‌شود عدم وجود پدیده اشباع، نیازمند انحراف کانارد در حدود ۶۰ درجه از وضعیت صفر آن می‌باشد که غیرمنطقی است. با توجه به اعمال محدودیت ۱۰ درجه روی انحراف کانارد، همان‌طور که در شکل فوق نیز مشاهده می‌شود، مدت زمان اشباع کمتر از ۰.۱ ثانیه می‌باشد. هرچند این زمان بسیار کم است، ولی تأثیر آن در زمان نشست با توجه به شکل (۱۰) زیاد می‌باشد. این مطلب را می‌توان بدین‌گونه توجیه کرد که در زمان وقوع اشباع چون میزان نیروی جت جانبی اثرگذار روی زاویه پیچ وسیله پرنده تابعی از انحراف کانارد می‌باشد،

شبیه‌سازی شش‌درجه‌آزادی شامل شبیه‌سازی بلوک‌های هدایت، کنترل و ایرفریم وسیله پرنده می‌باشد. فرمان‌های اعمالی در بلوک هدایت شامل، فرمان رول پنج درجه، پیچ ۴۵- درجه و یاف صفر درجه می‌باشد. در بلوک کنترل حلقه‌های رول، پیچ و یاف و حلقه داخلی سرو شبیه‌سازی شده‌است. همچنین در بلوک ایرفریم تمامی نیروها و گشتاورهای وارد بر وسیله پرنده، شامل جاذبه، جت جانبی، سیستم پرتاب سرد و نیز معادلات حرکت شش‌درجه‌آزادی مبتنی بر کوانتونیون‌ها شبیه‌سازی شده‌است. لازم به ذکر است که در فاز کنترل وضعیت پس از پرتاب عمودی، سرعت وسیله پرنده بسیار کم و لذا نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی ناچیز است.

اجزای اصلی در شبیه‌سازی شش‌درجه‌آزادی وسیله پرنده شامل بلوک هدایت، کنترل و ایرفریم در دو فاز پرتاب سرد و کنترل وضعیت در شکل ۸ نشان داده شده‌است.

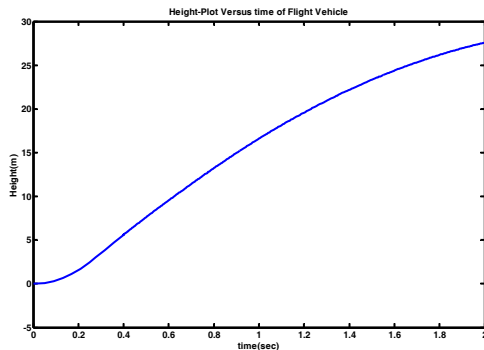


شکل (۸): اجزای اصلی در شبیه‌سازی شش‌درجه‌آزادی.

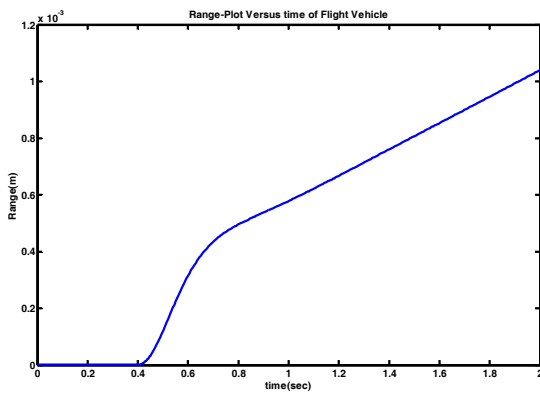
## ۶- نتایج شبیه‌سازی پرواز

در این بخش نتایج شبیه‌سازی شش‌درجه‌آزادی مدل غیرخطی وسیله پرنده را برای کانال‌های کنترلی رول، پیچ و یاف با توجه به شرایط وجود و عدم وجود اشباع روی سطوح کنترلی مورد ارزیابی قرار خواهیم داد. همچنین نمودارهای موقعیت و سرعت وسیله پرنده پس از پرتاب و مانور موردنظر اعتبارسنجی می‌شود. تغییرات زاویه پیچ وسیله پرنده با و بدون وجود محدودیت اشباع بالک‌های کنترلی در شکل ۹ نشان داده شده‌است.

برحسب زمان در دستگاه جغرافیایی نسبت به موقعیت قرارگیری سیستم پرتاب سرد در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ نشان داده شده‌است.



شکل (۱۳): نمودار تغییرات ارتفاع برحسب زمان در دستگاه جغرافیایی.

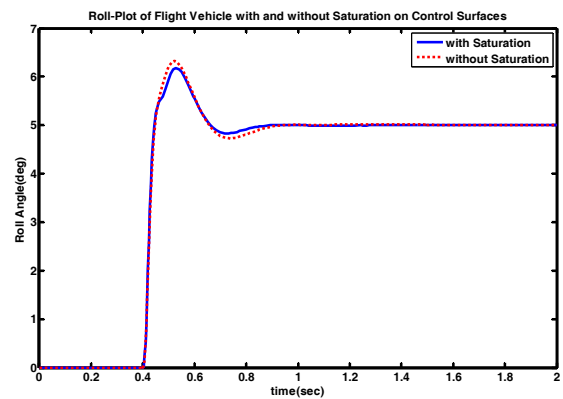


شکل (۱۴): نمودار تغییرات برد برحسب زمان در دستگاه جغرافیایی.

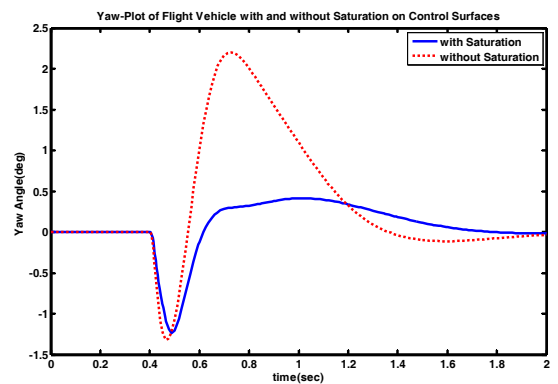
با توجه به شکل‌های ۱۳ و ۱۴ مشاهده می‌شود که تنها ارتفاع وسیله پرنده تغییر کرده و تغییرات در برد آن نیز ناچیز می‌باشد.

نمودار تغییرات سرعت بدنی در جهت محور Z وسیله پرنده برحسب زمان، که در دستگاه جغرافیایی بیان شده‌است، در شکل ۱۵ نشان داده شده‌است.

بنابراین در زمان اشباع برای اینکه وسیله پرنده بتواند مانور موردنظر را فراهم کند، نیازمند نیروی جانبی زیادی بوده که به‌خاطر وجود محدودیت روی انحراف کانارد این نیرو تأمین نخواهد شد و در نتیجه زمان نشست افزایش می‌یابد. با توجه به اینکه بیشترین مانور در کانال پیچ مورد نیاز است، در شبیه‌سازی‌های انجام‌شده، پدیده اشباع در سایر کانال‌های کنترلی مشاهده نمی‌شود. نمودار تغییرات زوایای رول و یاو وسیله پرنده با و بدون وجود محدودیت روی بالک‌های کنترلی در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ نشان داده شده‌است.



شکل (۱۱): تغییرات زاویه رول با و بدون محدودیت روی بالک‌های کنترلی.



شکل (۱۲): نمودار تغییرات زاویه یاو با و بدون محدودیت روی بالک‌های کنترلی.

با توجه به شکل‌های ۱۱ و ۱۲ به‌دلیل کوپلینگ کانال‌های عرضی، تغییر کانال رول بر کانال یاو اثرگذار بوده‌است. نمودارهای موقعیت وسیله پرنده شامل ارتفاع و برد

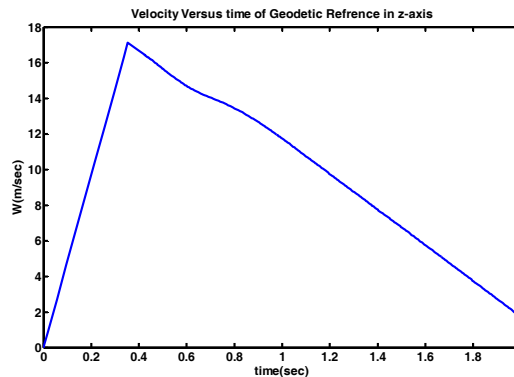
در نمودارهای بالا تغییرات سرعت بدنی وسیله پرنده به استثنای تغییرات سرعت در جهت محور  $Z$ ، ناچیز می‌باشد.

#### ۷- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله پس از بررسی تاریخچه استفاده از سیستم کنترل با جت جانبی در وسایل پرنده، به طراحی سیستم پرتاب سرد و سیستم کنترل وضعیت یک وسیله پرنده تاکتیکی در دو فاز عمودپرتاب و چرخش سریع اولیه پرداخته شد. همچنین زیرسیستم‌های موثر در کنترل وضعیت زاویه‌ای طراحی و مدل‌سازی شد و در نتیجه توابع تبدیل کانال‌های مختلف کنترلی بدست آمد و حلقه‌های کنترلی طراحی شد. در نهایت حلقه‌های کنترلی طراحی شده در شبیه‌سازی شش‌درجه‌آزادی غیرخطی با دو فرض وجود و عدم وجود محدودیت روی سطوح کنترل ارزیابی شد و مقادیر عددی آن اعتبارسنجی گردید.

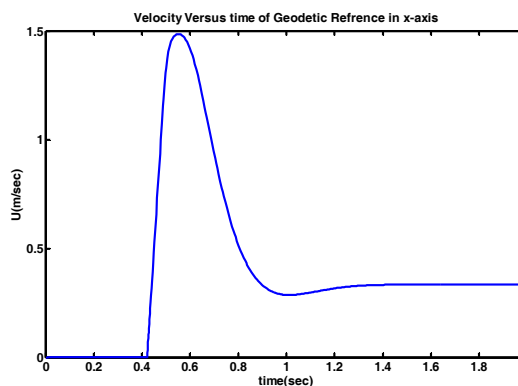
#### مراجع

1. Jahangir, E. and Howe, R. M. "A Two-Pulse Scheme for the Time-Optimal Attitude Control of a Spinning Missile", AIAA-90-3377-CP, U. S. Army, pp. 550-560, January 1990.
2. Champigny, P. and Lacau, R. G. "Lateral Jet Control For Tactical Missiles", Missile Aerodynamics, Presented at an AGARD Special Course, pp. 3.1-3.57, June 1994.
3. Thurman, S. W. and Flashner, H. "Robust Digital Autopilot Design for Spacecraft Equipped With Pulse-Operated Thrusters", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 19, No. 5, pp. 1047-1055, September- October 1996.
4. Lynch, K. M. "Controllability of a Planar Body With Unilateral Thrusters", IEEE, Transactions on Automatic Control, Vol. 44, No. 6, pp. 1206-1211, June 1999.
5. Bang, Hyochoong, Park, Youngwoong and Hon, J. "Feedback Control For Slew Maneuver Using On-Off Thrusters", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Korea Aerospace Research Institute, Vol. 22, No. 6, pp. 816-822, November-December 1999.
6. Jitraphai, T. and Costello, M. "Dispersion Reduction of a Direct-Fire Rocket Using Lateral Pulse Jets", Army Research

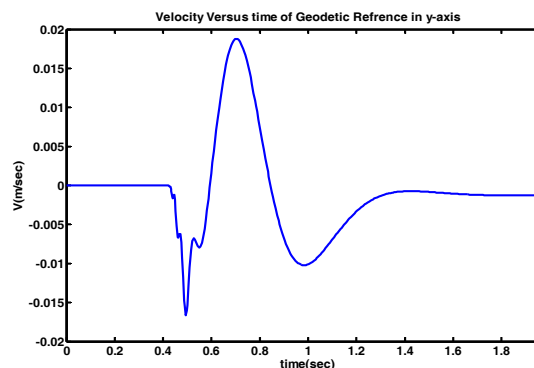


شکل (۱۵): نمودار تغییرات سرعت بدنی در جهت محور  $Z$  برحسب زمان در دستگاه جغرافیایی.

نمودار تغییرات سرعت بدنی در جهت  $X$  و  $Y$  بر حسب زمان، که در دستگاه جغرافیایی بیان شده‌است، در شکل‌های ۱۶ و ۱۷ نمایان است.



شکل (۱۶): نمودار تغییرات سرعت بدنی در جهت محور  $X$  برحسب زمان در دستگاه جغرافیایی.



شکل (۱۷): نمودار تغییرات سرعت بدنی در جهت محور  $Y$  برحسب زمان در دستگاه جغرافیایی.

- Laboratory, ARL-CR-465, pp. 1-41, April 2001.
7. Jitraphai, T., Burchett, B. and Costello, M. "A Comparison of Different Guidance Schemes for a Direct Fire Rocket With a Pulse Jet Control Mechanism", Army Research Laboratory, ARL-CR-493, pp. 1-38, April 2002.
  8. Hall, R. A., Lowry, N.C. and Ghorbel, F. "Three-Pulse Minimal Fuel Rotations of Axisymmetric Spacecraft Using Reaction Control Thrusters", IEEE American Control Conference, pp. 1128-1133, June 2003.
  9. Peterson, A., Burchett, B. and Costello, M. "Prediction of Swerving Motion of a Dual-Spin Projectile With Lateral Pulsejets in Atmospheric Flight", Army Research Laboratory, ARL-CR-570, pp. 1-30, November 2005.
  10. Xin Y., Young, Y., M. and Wang, Z. "Research on Control Method for Lateral Thrust Based on Interceptor in Atmosphere", IMACS Multi-conference on Computational Engineering in Systems Applications (CESA), Control & Simulation Center, pp. 713-716, October 2006.
  11. Ridgely, D. B., Drake, David, T. L. and Geise, C. "Dynamic Control Allocation of a Missile with Tails and Reaction Jets", AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA 2007-6671, pp. 1-32, August 2007.
  12. Gupta, S. K., Saxena, S., Singhal, A. and Ghosh A. K. "Trajectory Correction Flight Control System Using Pulsejet on an Artillery Rocket", Defense Science Journal, Indian Institute of Technology, Vol. 58, No. 1, pp. 15-33, January 2008.