

## طراحی خلبان خودکار با استفاده از کنترلر غیرخطی و تست PIL برای نشست یک پهپاد

کارشناسی ارشد، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
 دانشیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
 کارشناسی ارشد، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
 استادیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

عابد قسمتی  
 سید حسین ساداتی\*  
 عادل قسمتی  
 یوسف عباسی

### چکیده

سامانه‌ی کنترل پرواز بی‌شک یکی از بخش‌های با اهمیت اجسام پرنده است که وظیفه‌ی پایداری و دستیابی به عملکرد مناسب در اجرای فرامین را دارد. با توجه به دینامیک غیرخطی و متغیر با زمان بودن و عدم قطعیت‌های ساختاری و پارامتری اجسام پرنده، در کنترل پرواز رویکردهای کنترلی متنوعی در راستای رسیدن به پایداری، عملکرد مناسب و کم اثرکردن عدم قطعیت‌ها و خطای مدل‌سازی استفاده می‌شود. در این مقاله طراحی نرم افزار خلبان خودکار به روش کنترلر غیرخطی وارون‌دینامیک برای نشست یک پهپاد در دو مرحله توسعه یافت. همچنین، با استفاده از سخت افزار DSP با پردازنده TMS320F28335، پیاده‌سازی و تست نرم افزار خلبان خودکار غیرخطی وارون دینامیک تا مرحله PIL زمان حقیقی صورت گرفت. نتایج شبیه‌سازی با معادلات غیرخطی شش‌درجه آزادی زمان حقیقی، عملکرد مناسب کنترل طراحی شده و تست پیاده‌سازی را تأیید می‌کند.  
**واژه‌های کلیدی:** نشست خودکار، فلر، وارون‌دینامیک غیرخطی، خلبان خودکار، زمان حقیقی.

## Autopilot Design Using Nonlinear Control and PIL Test for Landing a UAV

**A. Ghesmati** Department of Aerospace Engineering, Malek Ash tar University of Technology, Tehran, Iran  
**S. Hossein Sadati** Department of Aerospace Engineering, Malek Ash tar University of Technology, Tehran, Iran  
**A. Ghesmati** Department of Aerospace Engineering, Malek Ash tar University of Technology, Tehran, Iran  
**Y. Abbasi** Department of Aerospace Engineering, Malek Ash tar University of Technology, Tehran, Iran

### Abstract

Undoubtedly, the flight control system is one of the most important parts of an aeronautical vehicles that has duty of stability and achieve good performance in execution of commands. In flight control according to nonlinear dynamics, time varying and structural and parametric uncertainties of aeronautical vehicles, various control approaches use to achieve stability, good performance and reduce the effect of the uncertainties and modeling error. In this paper, autopilot software design were developed using nonlinear dynamics inversion controller to landing a UAV in two stages. Also, with using DSP hardware and CPU TMS320F28335, nonlinear dynamics inversion autopilot software were implemented and tested to real time PIL stage. Finally, nonlinear six-degree-of-freedom simulation results at real-time, confirm proper performance of implementation.

**Keywords:** Auto Landing, Flare, Nonlinear Dynamics Inversion, Autopilot, Real time.

تخمین حالت است. اطلاعات خواننده‌شده از حسگرها در زمان واقعی برای الگوریتم تخمین حالت که وضعیت فعلی وسیله پرنده را مشخص می‌کند فرستاده می‌شود. وضعیت‌ها برای قانون کنترل که محاسبات تصحیح سطوح کنترل برای حفظ ارتفاع و وضعیت موردنظر وسیله پرنده را انجام می‌دهد، فرستاده می‌شود [۲].

خلبان‌های میکرو مجموعه‌ای از خلبان‌های خودکار  $MP2 \times 228$  را برای هواپیماهای با بال ثابت و دوار ارائه می‌دهد [۲]. خلبان خودکار MP2028 تثبیت ارتفاع، تثبیت سرعت سیر هوایی، جهت‌یابی نقاط مسیر و انواع مختلفی از برخاست و فرود به‌صورت خودگردان از جمله پرتاب با دست، پرتاب با طناب از یک ارتفاع، برخاست از باند فرود، فرود و اماندگی عمیق، و غیره را پشتیبانی می‌کند [۱]. این خلبان خودکار دارای GPS، ژایرو یا شتاب سنج سه‌محوره، ارتفاع‌سنج فشاری و حسگرهای فشاری سرعت سیر هوایی می‌باشد [۳،۴].

### ۱- مقدمه

برای انجام وظایف موفقیت آمیز مانند نظارت در ارتفاع، نشست و برخاست خودکار، یک سیستم خلبان خودکار دقیق ضروری است. هدف استفاده از خلبان خودکار در پهپاد، هدایت مداوم پهپاد برای دنبال کردن مسیرهای مرجع، و یا حرکت از طریق برخی از ایستگاه‌های هوایی بین راه است. با توجه به غیرخطی‌های مرتبه‌ی بالا در دینامیک پهپاد، به منظور تضمین ناوبری روی مسیر مطلوب هموار، بسیاری از تکنیک‌های کنترل مانند کنترلر PID، شبکه‌های عصبی، منطق فازی، کنترل مد لغزشی، و کنترلر  $H^\infty$ ، در سیستم خلبان خودکار استفاده شده است [۱]. سیستم خلبان خودکار دارای دو بخش عمده‌ی مشاهده‌گر حالت و کنترلر است. مشاهده‌گر حالت به عنوان چشم و گوش سیستم عمل می‌کند و معمولاً شامل حسگرها و الگوریتم

\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: hsadati@mut.ac.ir

تاکید خواهد شد. کنترل نشست با استفاده از دو حلقه داخلی و خارجی انجام می‌شود.

کنترلگر طراحی شده، با استفاده از سخت افزار DSP با پردازنده TMS320F28335، پیاده‌سازی و در زمان حقیقی تست می‌گردد. ساختار مقاله به‌صورت زیر است. در بخش دوم معادلات دینامیکی جسم پرنده تشریح و کنترلگر غیرخطی وارون دینامیک برای نشست پهپاد در بخش سوم طراحی می‌گردد. پیاده‌سازی خلبان خودکار و شبیه‌سازی در بخش چهارم و در نهایت نتیجه‌گیری ارائه می‌شود.

## ۲- معادلات دینامیکی جسم پرنده

مدل‌سازی گام مهمی در طراحی کنترل کننده و تحلیل است. یک مدل دینامیکی دقیق منجر به کنترل کننده دقیق‌تر می‌شود. در این بخش مدل سازی شش‌درجه آزادی یک پهپاد نوعی انجام شده است. معادلات نیرو و همچنین معادلات مومنوم در دستگاه مختصات بدنه به‌صورت زیر می‌باشد [۸-۱۲]:

$$\dot{u} = r.v - w.q - g.\sin\theta + \frac{1}{m}(F_{Ax} + F_{Tx}) \quad (1)$$

$$\dot{v} = p.w - r.u + g.\sin\phi.\cos\theta + \frac{1}{m}(F_{Ay} + F_{Ty}) \quad (2)$$

$$\dot{w} = q.u - p.v + g.\cos\phi.\cos\theta + \frac{1}{m}(F_{Az} + F_{Tz}) \quad (3)$$

$$\dot{p} = (c_1.r + c_2.p + c_4.h_{eng}).q + c_3.L_A + c_4.N_A \quad (4)$$

$$\dot{q} = (c_5.p - c_7.h_{eng}).r - c_6.(p^2 - r^2) + c_7.M_A \quad (5)$$

$$\dot{r} = (c_8.p - c_2.r + c_9.h_{eng}).q + c_4.L_A + c_9.N_A \quad (6)$$

که در آن:

$$c_1 = \frac{(I_{yy} - I_{zz})I_{zz} - I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}; c_2 = \frac{(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \quad (7)$$

$$c_3 = \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}; c_4 = \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}; c_5 = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}$$

$$c_6 = \frac{I_{xz}}{I_{yy}}; c_7 = \frac{1}{I_{yy}}; c_8 = \frac{(I_{xx} - I_{yy})I_{xx} + I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}; c_9 = \frac{I_{xx}}{I_{yy}}$$

در معادلات بالا،  $Z_A, Y_A, X_A$  نیروهای آیرودینامیکی بر واحد جرم در جهت محورهای بدنه،  $Z_T, Y_T, X_T$  نیروهای پیشران بر واحد جرم در جهت محورهای بدنه ناشی از تراست و  $g_x, g_y, g_z$  شتابهای گرانش در راستای محورهای بدنه هستند. همچنین،  $w, v, u$  مؤلفه‌های سرعت،  $r, q, p$  به ترتیب نرخ‌های رول و پیچ و یا حول محورهای بدنه،  $\psi, \theta, \phi$  زوایای اولبر،  $c_1, \dots, c_9$  ثوابت اینرسی و  $h_{eng}$  سرعت زاویه‌ای جرم چرخشی موتور حول محور  $x$  بدنه می‌باشد.

در برخی از کاربردها، برای مدل‌سازی آیرودینامیک، راحت‌تر است تا سرعت بدنه با سه متغیر حالت  $[V, \alpha, \beta]$  به جای بردار سرعت معمولی  $[u, v, w]$  توصیف شود. انتقال بین  $[u, v, w]$  و  $[V, \alpha, \beta]$  به‌صورت زیر می‌باشد:

$$\begin{cases} V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ \alpha = \arctan \frac{w}{u} \\ \beta = \arcsin \frac{v}{V} \end{cases} \Leftrightarrow \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} = V \cdot \begin{pmatrix} \cos \alpha \cdot \cos \beta \\ \sin \beta \\ \sin \alpha \cdot \cos \beta \end{pmatrix} \quad (8)$$

$\dot{V}, \dot{\alpha}, \dot{\beta}$  با مشتق‌گیری از معادله (۸) به صورت زیر بدست می‌آید.

خلبان خودکار Piccolo یکی دیگر از خلبان‌های خودکار تجاری است که دارای سه ژاپرو و شتاب سنج، یک حسگر فشار دینامیکی و یک حسگر فشار هوا است. این خلبان خودکار، یک ایستگاه کنترل زمینی با چندین خلبان خودکار را پشتیبانی می‌کند [۱].

خلبان خودکار Kestrel برای پهپادهای کوچک و یا میکرو، بدون مودم و گیرنده‌ی GPS طراحی شده و شامل مجموعه‌ی کامل حسگر اینرسی شتاب سنخ سه محوره، حسگر سرعت زاویه‌ای سه محوره، مغناطیس دو محوره، یک حسگر فشار استاتیکی (ارتفاع) و یک حسگر فشار دینامیکی (سرعت سیر هوایی) بوده و برخاست و فرود خودگردان، ناوبری نقطه‌ای، و تثبیت سرعت و ارتفاع را پشتیبانی می‌کند [۱، ۲].

خلبان خودکار Paparazzi شامل حسگرهای مادون قرمز در ترکیب با GPS است که به‌طور پیش‌فرض به‌عنوان واحد سنسجش استفاده می‌شود. این خلبان خودکار بواسطه‌ی نرم‌افزار، می‌تواند به ردیابی مسیر هوایی، برخاست و فرود خودکار، و تثبیت ارتفاع دست یابد. Paparazzi واقعاً یک خلبان خودگردان و بدون تکیه به هرگونه ایستگاه کنترل زمینی بوده و دارای بسیاری از ملاحظات ایمنی در شرایطی مانند سیگنال از دست‌رفته‌ی کنترل رادیویی، خارج از محدوده‌ی از پیش تعریف‌شده، GPS از دست‌رفته، و غیره می‌باشد [۲].

خلبان خودکار APM 2.6، در وسایل پرنده از جمله هلیکوپترها و وسایل پرنده چند روتوره با بال چرخشی و بال ثابت استفاده می‌شود. برد این خلبان خودکار شامل پردازنده‌ی اصلی و واحد اندازه‌گیری اینرسی است که دارای ۴ پورت سریال، پورت‌هایی برای GPS، مسافت سنخ رادیویی بی‌سیم، مازول توان و اتصال به قطب‌نمای خارجی، و یک پورت USB است. این خلبان خودکار قادر به برخاست و فرود خودگردان، ناوبری ایستگاه هوایی، دو روش اندازه‌گیری از راه دور، و دارای یک ساختار ایمن در سخت‌افزار است که اجازه می‌دهد در صورت از دست رفتن سیگنال رادیویی، هواپیما به پایگاه پرتاب بازگردد [۳].

دلیل استفاده از HIL<sup>۱</sup> به درک تکنولوژی زمان واقعی بر می‌گردد. در یک شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، سیستم‌های نمایش داده‌شده شامل بخش شبیه‌سازی شده "نرم افزار" و بخش واقعی "سخت‌افزار در حلقه" است. شبیه‌سازی تراشه‌ی سخت‌افزار در حلقه، در عین حال بر روی سیستم‌های پیچیده‌ی سخت‌افزار یا نرم‌افزار طراحی شده با میکروکنترلرهای موجود، تمرکز دارد [۶]. سه نوع عمده از روش‌های شبیه‌سازی، از جمله شبیه‌سازی HIL، می‌تواند به‌عنوان شبیه‌سازی سیستم یا مدل در حلقه (MIL)<sup>۲</sup> و یا شبیه‌سازی SIL<sup>۳</sup> تعریف شوند. هنگام تست واقعی، چالش‌های هزینه‌ی تست، هزینه‌ی شکست، دسترس‌پذیری، تغییرات سیستم و تکرارپذیری را داریم. در چنین شرایطی شبیه‌سازی HIL یک روش قدرتمند است. تست توسط HIL فاکتورهای افزایش کیفیت و قابلیت اطمینان، توسعه‌ی کارایی بیشتر و کاهش خطرات و هزینه‌ها برای نوآوری را به همراه دارد. شبیه‌سازی HIL به‌طور گسترده در توسعه‌ی سیستم‌های کنترل از جمله سیستم‌های تجهیزات پزشکی، ماشین‌آلات صنعتی، سیستم‌های تولید نیرو (برق)، هوا و فضا، خودرو و کنترل فرایند استفاده می‌شود [۵، ۷].

در این مقاله ساختار کنترلگر غیرخطی به‌منظور نشست خودکار یک پهپاد بیان و بر روی کاربرد وارون دینامیک در ساختار کنترل پرواز

<sup>1</sup> Hardware in the Loop

<sup>2</sup> Model-in-the-Loop

<sup>3</sup> Software-in-the-Loop

کوتاه و فراجش کوچکی است و به سرعت با جبران خودکار اغتشاشات خارجی، پارامترهای خطا و غیره همگرا می‌شود.

در [۱۸] دو کنترلر که ترکیبی از کنترل تطبیقی مدل مرجع با روش وارون دینامیک است، برای ردیابی خروجی یک هواپیما در حضور عدم قطعیت پارامتری و اختلالات غیرخطی ناشناخته طراحی گردید. همچنین با توجه به ورودی نامعلوم از ترم کنترل مقاوم برای پایداریسیستم استفاده شده است. در [۱۹] از کنترل کننده وارون دینامیک با شناسایی مدل برای تعقیب مسیر در حالی که عملگر هواپیما دچار نقص شده است استفاده گردید. طراحی قوانین کنترل نیز بر اساس چهار حلقه موقعیت، مسیر پرواز، وضعیت و نرخ‌های زاویه‌ای شکل گرفته است.

در این تحقیق، برای نشست خودکار پهپاد از وارون دینامیک غیرخطی با دو حلقه داخلی و خارجی استفاده می‌شود. کنترلر حلقه داخلی نرخ‌های زاویه‌ای بدنه و همچنین سرعت را کنترل می‌کند و خروجی‌های آن فرمان‌های عملگر و دسته گاز به منظور دستیابی به مقادیر مطلوب می‌باشند. حلقه خارجی فرمان‌های هدایت را برای حلقه داخلی فراهم می‌کند و ورودی‌های آن، زاویه‌های پیچ، سرش جانی و غلت بوده و خروجی‌های آن، مقادیر مطلوب نرخ زاویه‌ای بدنه هستند. همچنین با استفاده از یکسری تبدیلات غیرخطی، زاویه پیچ مطلوب از ارتفاع و انحراف از شیب گلاید، زاویه رول مطلوب از زاویه سمت مطلوب و زاویه سمت مطلوب از انحراف جانبی از باند فرود بدست می‌آید [۱۳].

### ۳-۱- حلقه داخلی

در حلقه داخلی، نرخ‌های زاویه‌ای بدنه  $(p, q, r)$  و همچنین سرعت  $(V)$  کنترل می‌شود. متغیرهای حالت  $x_2 \in R^3$  و ورودی کنترل  $u \in R^3$  را به صورت زیر تعریف می‌کنیم [۱۳]:

$$x_2 = [p, q, r]^T ; u = [\delta_e, \delta_a, \delta_r]^T \quad (15)$$

که در آن،  $\delta_e$  الویتور،  $\delta_a$  ایلران و  $\delta_r$  رادر می‌باشد. می‌توان معادلات غیرخطی مربوط به نرخ‌های زاویه‌ای بدنه را به صورت زیر نوشت:

$$\dot{x}_2 = f_2 + f_{2a} \cdot x_2 + g_2 u \quad (16)$$

که در آن پارامترهای  $f_2, f_{2a}, g_2$  عبارتند از:

$$f_2 = \begin{bmatrix} c_2 p q + c_1 r q \\ c_3 p - c_6 (p^2 - r^2) \\ c_8 p q - c_2 r q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{q} S b (c_3 C_{l\beta} + c_4 C_{n\beta}) \cdot \beta \\ \bar{q} S \bar{c} \cdot c_7 (C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha) \\ \bar{q} S b (c_4 C_{l\beta} + c_9 C_{n\beta}) \cdot \beta \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$f_{2a} = \frac{\rho V \cdot S}{4} \begin{bmatrix} (c_3 C_{l\beta} + c_4 C_{n\beta}) \cdot b^2 & 0 & (c_3 C_{l\beta} + c_4 C_{n\beta}) b^2 \\ 0 & c_7 C_{m\alpha} \bar{c}^2 & 0 \\ (c_4 C_{l\beta} + c_9 C_{n\beta}) \cdot b^2 & 0 & (c_4 C_{l\beta} + c_9 C_{n\beta}) b^2 \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$g_2 = \bar{q} \cdot S \cdot \begin{bmatrix} 0 & b (c_3 C_{l\delta} + c_4 C_{n\delta}) & b (c_3 C_{l\delta} + c_4 C_{n\delta}) \\ \bar{c} \cdot c_7 \cdot C_{m\alpha} & 0 & 0 \\ 0 & b (c_4 C_{l\delta} + c_9 C_{n\delta}) & b (c_4 C_{l\delta} + c_9 C_{n\delta}) \end{bmatrix} \quad (19)$$

بنابراین معادله (۱۶) را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\dot{x}_2 = f_{x_2}(\bar{x}) + g_{x_2}(\bar{x}) u \quad (20)$$

که در آن،  $\bar{x}$  متغیرهای حالت کامل و  $g_{x_2}$  مقادیر مجاز  $\bar{x}$  است.

$$f_{x_2} = f_2 + f_{2a} \cdot x_2 ; g_{x_2} = g_2 \quad (21)$$

با جداسازی ترم‌های حالت و کنترل و چینش مجدد، قانون کنترل به صورت زیر می‌باشد:

$$\dot{V} = \frac{\dot{u}u + \dot{v}v + \dot{w}w}{V} ; \dot{\alpha} = \frac{\dot{u}u + \dot{v}v + \dot{w}w}{V} ; \dot{\beta} = \frac{\dot{v}V - v\dot{V}}{V \cos \beta} \quad (9)$$

با جایگزین کردن روابط (۱) تا (۳) در معادله (۹) و با صرف نظر کردن از بعضی از جملات کوچک، معادله نیرو در محورهای باد به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\dot{V} = \cos \alpha \cos \beta \frac{(F_{Ax} + F_{Tx} + mg_x)}{m} + \sin \beta \frac{(F_{Ay} + F_{Ty} + mg_y)}{m} + \sin \alpha \cos \beta \frac{(F_{Az} + F_{Tz} + mg_z)}{m} \quad (10)$$

$$\dot{\alpha} = q - (p \cdot \cos \alpha + r \cdot \sin \alpha) \cdot \tan \beta - \sin \alpha \cdot \frac{(F_{Ax} + F_{Tx} + mg_x)}{m \cdot V \cdot \cos \beta} + \cos \alpha \cdot \frac{(F_{Az} + F_{Tz} + mg_z)}{m \cdot V \cdot \cos \beta} \quad (11)$$

$$\dot{\beta} = p \cdot \sin \alpha - r \cdot \cos \alpha - \cos \alpha \sin \beta \frac{(F_{Ax} + F_{Tx} + mg_x)}{m \cdot V} + \cos \beta \frac{(F_{Ay} + F_{Ty} + mg_y)}{m \cdot V} - \sin \alpha \cos \beta \frac{(F_{Az} + F_{Tz} + mg_z)}{m \cdot V} \quad (12)$$

نیروی پیشران موتور را می‌توان به صورت زیر مدل سازی کرد:

$$T = T_{max} \delta_t \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right) \quad (13)$$

که در آن،  $T_{max}$  بیشینه تراست موتور،  $\delta_t$  کنترل دسته‌گاز است که از 0 تا 1 تغییر می‌کند.  $\frac{\rho}{\rho_0}$  نسبت چگالی در ارتفاع به چگالی سطح استاندارد دریا می‌باشند. برای مدل سازی عملگرهای الویتور، ایلران، رادر و سرو موتور از یک سیستم مرتبه اول به صورت زیر استفاده می‌شود:

$$TF_{actuator} = \frac{1}{Ts + 1} \quad (14)$$

که در آن، زمان  $T$  تأخیر است.

### ۳- کنترلر غیرخطی وارون دینامیک

وارون دینامیک یک روش طراحی کنترل سنتزی غیرخطی براساس نظریه خطی سازی پسخور است که در آن دینامیک‌های ذاتی یک سیستم دینامیکی حذف و با دینامیک مطلوب انتخاب شده توسط طراح جایگزین می‌گردد [۱۳]. وارون دینامیک در تعداد زیادی از مسائل کنترل پرواز بطور موفقیت آمیزی بکار رفته است [۱۴ و ۱۵].

در مرجع [۱۶] یک سیستم کنترل پرواز مستقل مبتنی بر روش وارون دینامیک برای هلیکوپتر بدون سرنشین کوچک طراحی شد. کنترل کننده پرواز شامل حلقه داخلی کنترل وضعیت، حلقه میانی کنترل سرعت و حلقه خارجی کنترل موقعیت است. در این مقاله، همچنین یک کنترل کننده PI طراحی و سپس عملکرد و ویژگی‌های دو روش کنترلی با هم مقایسه گردید. نتایج شبیه سازی نشان می‌دهد که هر دو روش کنترلی دارای عملکرد مطلوب هستند.

در [۱۷] استفاده از کنترل غیرخطی بر روی یک پهپاد کوچک تاکید گردید. مدل کامل غیرخطی برای این پهپاد به عنوان یک سیستم غیرخطی برای استفاده در حلقه دینامیک سریع بنا شد. روش پسخور حالت برای طراحی کنترلر وارون دینامیک انتخاب و برای جبران اغتشاشات خارجی و خطای مدل سازی، یک الگوریتم جبران کننده تطبیقی که همزمان یک تخمینی از ضریب خطا و اغتشاشات خارجی را که تضمین کننده پایداری است ارائه گردید. نتیجه شبیه سازی نشان دهنده این است که کنترل کننده دارای زمان پاسخ

$$g_{1z} = \frac{\rho \cdot S}{4 \cdot m} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ b \cdot C_{Y_p} & 0 & b \cdot C_{Y_r} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (35)$$

$$f_{1g} = \frac{g}{V} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ (\cos \alpha \cdot \sin \beta \cdot \sin \theta + \cos \beta \cdot \sin \phi \cdot \cos \theta) \\ -\sin \alpha \cdot \sin \beta \cdot \cos \phi \cdot \cos \theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (36)$$

$C_{x_1}$  ضریب نیروی محوری،  $C_{y_1}$  ضریب نیروی عرضی و  $C_{z_1}$  ضریب نیروی عمودی می‌باشند. که عبارتند از:

$$\begin{aligned} C_{x_1} &= -\cos \alpha \cos \beta C_{D_0} + \sin \alpha C_{L_0} \\ &+ (-\cos \alpha \cos \beta C_{D_\alpha} + \sin \alpha C_{L_\alpha}) \alpha - \cos \alpha \sin \beta C_{Y_p} \beta \\ C_{y_1} &= -\sin \beta (C_{D_0} + \sin \beta C_{D_\alpha} \alpha) + \cos \beta C_{Y_0} \beta \\ C_{z_1} &= -\sin \alpha \cos \beta C_{D_0} - \cos \alpha C_{L_0} \\ &+ (-\sin \alpha \cos \beta C_{D_\alpha} + \cos \alpha C_{L_\alpha}) \alpha - \sin \alpha \sin \beta C_{Y_p} \beta \end{aligned} \quad (37)$$

هدف، طراحی ورودی کنترل  $x_2$  برای هدایت پهپاد با استفاده از تعقیب فرمان‌های داده شده  $x_1^d$  می‌باشد. معادله (32) را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\dot{x}_1 = f_{x_1}(\bar{x}) + g_{x_1}(\bar{x}) x_2 \quad (38)$$

که در آن،  $\bar{x}$  متغیرهای حالت کامل بوده و  $f_{x_1}$  و  $g_{x_1}$  عبارتند از:

$$f_{x_1} = f_1 + f_g \quad ; \quad g_{x_1} = g_1 + g_{1z} \quad (39)$$

بنابراین قانون کنترل به صورت زیر تبدیل خواهد شد:

$$\dot{x}_2^d = g_{x_1}^{-1}(v_o - f_{x_1}) \quad (40)$$

که در آن  $v_o$  یک دینامیک توصیفی می‌باشد. می‌توان  $\dot{x}_1^d$  را به صورت زیر در نظر گرفت:

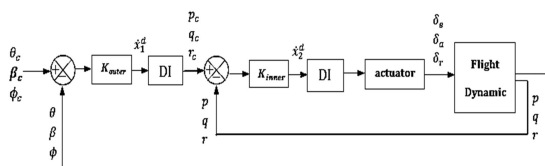
$$\dot{x}_1^d = K_{outer} \cdot (x_{1c} - x_1) \quad (41)$$

که در آن،  $x_{1c} = [\theta_c, \beta_c, \phi_c]$  بوده و  $K_{outer}$  به صورت زیر است:

$$K_{outer} = \begin{bmatrix} K_\theta & 0 & 0 \\ 0 & K_\beta & 0 \\ 0 & 0 & K_\phi \end{bmatrix} \quad (42)$$

پارامترهای  $(K_\theta, K_\beta, K_\phi)$  بهره‌های طراحی می‌باشند. بنابراین خواهیم داشت (شکل ۱):

$$\dot{x}_2^d = g_{x_1}^{-1}(\dot{x}_1^d - f_{x_1}) \quad (43)$$



شکل ۱- دیاگرام بلوکی حلقه آهسته همراه با حلقه سریع

### ۴-۳- تثبیت ارتفاع

معادله تفاضلی برای شتاب عمودی وسیله پرنده عبارتند از:

$$\ddot{h} = a_x \cdot \sin \theta - a_z \cdot \cos \theta - g \quad (44)$$

که در آن  $a_x, a_z$  مؤلفه‌های شتاب بدنه بوده و برابر است با:

$$a_x = \frac{(T-D)}{m} \quad ; \quad a_z = -\frac{L}{m} \quad (45)$$

که در آن،  $L$  نیروی بالابر،  $D$  نیروی پسا،  $m$  جرم وسیله پرنده و  $T$  نیروی تراست می‌باشند. برای تعقیب ارتفاع، دینامیک مطلوب به صورت زیر انتخاب شده است:

$$u = g_{x_2}^{-1}(v_i - f_{x_2}) \quad (22)$$

که در آن  $v_i$  یک دینامیک توصیفی می‌باشد. با جایگزینی رابطه (22) در معادله (16) داریم:

$$\dot{x}_2^d = f_{x_2} + g_{x_2} \cdot [g_{x_2}^{-1}(v_i - f_{x_2})] = v_i \quad (23)$$

$\dot{x}_2^d$  را می‌توان به صورت زیر تعیین کرد:

$$\dot{x}_2^d = K_{inner} \cdot (x_{2c} - x_2) \quad (24)$$

که در آن،  $x_{2c} = [p_c, q_c, r_c]$  فرمان ورودی حلقه داخلی سیستم کنترل بوده و  $K_{inner}$  یک ماتریس مربعی به صورت زیر است:

$$K_{inner} = \begin{bmatrix} K_p & 0 & 0 \\ 0 & K_q & 0 \\ 0 & 0 & K_r \end{bmatrix} \quad (25)$$

بنابراین معادله کنترل به صورت زیر بدست می‌آید:

$$u = g_{x_2}^{-1}(\dot{x}_2^d - f_{x_2}) \quad (26)$$

### ۲- تثبیت سرعت

هنگام نشست، سرعت تراست از طریق دسته‌گاز کنترل می‌شود. یک عملگر دسته‌گاز موتور را حرکت داده و تغذیه سوخت را برای موتور فراهم می‌کند. با اعمال دینامیک‌های خطا مرتبه اول داریم:

$$\dot{V} = K_V (V_c - V) \quad (27)$$

که در آن  $V_c$  سرعتی مرجع است. با جداسازی جملات حالت و کنترل و چینش مجدد داریم:

$$f_V + g_V \cdot \delta_i = b_V \quad (28)$$

با معکوس کردن معادله (28) کنترل دسته‌گاز بدست می‌آید:

$$\delta_i = g_V^{-1} [b_V - f_V] \quad (29)$$

که در آن:

$$f_V = \frac{\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot (F_{Ax} + m \cdot g_x) + \sin \beta \cdot (F_{Ay} + m \cdot g_y)}{m} + \frac{\sin \alpha \cdot \cos \beta \cdot (F_{Az} + g_z)}{m} \quad (30)$$

$$g_V = \frac{\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot T_{max}}{m} \quad ; \quad b_V = K_V (V_c - V)$$

### ۳-۳- حلقه خارجی برای کنترل حالت‌های $\theta, \beta, \phi$

در این حلقه، کنترل‌کننده به منظور کنترل حالت‌های آهسته  $\theta, \beta, \phi$  طراحی می‌شود [۱۳]. متغیرهای حالت  $x_1 \in R^3$  را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$x_1 = [\theta, \beta, \phi]^T \quad (31)$$

می‌توان معادلات غیرخطی را در فرم فضای حالت به صورت زیر نوشت:

$$\dot{x}_1 = f_1 + g_1 \cdot x_2 + g_{1z} \cdot x_2 + f_{1z} \quad (32)$$

که در آن پارامترهای  $g_1, g_{1z}, h_1, h_z$  به فرم زیر تعریف می‌شوند:

$$f_1(\alpha, \beta) = \frac{1}{mV} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ [-T \cdot \cos \alpha \cdot \sin \beta + \bar{q} \cdot S \cdot (-\cos \alpha \cdot \sin C_{x_1} + \cos \beta \cdot C_{y_1} - \sin \alpha \cdot \sin \beta \cdot C_{z_1})] \\ 0 \end{bmatrix} \quad (33)$$

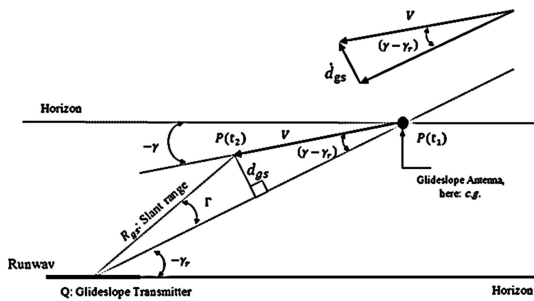
$$g_1 = \begin{bmatrix} 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ 1 & \tan \theta \cdot \sin \phi & \tan \theta \cdot \cos \phi \end{bmatrix} \quad (34)$$

رادیویی روبه بالا هدایت شده در زاویه  $2.5^\circ$  تا  $3^\circ$  از زمین به همراه تجهیزات آنبرد وسیله پرنده برای اندازه گیری انحراف زاویه ای از پرتو و محاسبه جابه جایی عمودی وسیله پرنده از مسیر شیب، استفاده می کند. وسیله پرنده در یک ارتفاع مشخص مسیر گلاید را قطع می کند و با یک زاویه مسیر پرواز ثابت  $\gamma$ ، یک سرعت ثابت و یک وضعیت پیچ حدود  $5^\circ \leq \theta \leq -5^\circ$  توسط سیستم کنترل خودکار نزول خواهد کرد.

یک نمای ارتفاع از یک منحنی مسیر نزول با سرعت  $V$  و زاویه مسیر پرواز  $\gamma$  در "شکل ۴" نشان داده شده است [۱۱ و ۱۲]. منحنی مسیر مرجع یک زاویه  $\gamma_{ref}$  دارد و تجهیزات پرتو رادیویی در نقطه  $Q$  قرار دارند. فرض شده که وسیله پرنده در نقطه  $P$  و زمان  $t_1$  از میان پرتو رادیویی عبور می کند و اینکه نزول خیلی تدریجی است. انحراف مسیر گلاید مثبت حاصله که افزایش می یابد با  $d_{gs}$  نشان داده شده است. تجهیزات فرود خودکار، انحراف زاویه ای  $\Gamma$  و دامنه  $d_{gs}$  را اندازه می گیرد و  $d_{gs}$  را از رابطه زیر بدست می آورد:

$$d_{gs} = R_{gs} \sin \Gamma \quad (54)$$

یک سیستم کنترل خودکار برای مانور وسیله پرنده به منظور برگرداندن  $d_{gs}$  به صفر، استفاده می شود.



شکل ۴- هندسه شیب گلاید برای نشست خودکار

برای طراحی یک سیستم کنترل باید  $d_{gs}$  را به منحنی مسیر وسیله پرنده مرتبط کنیم. هندسه "شکل ۴" نشان می دهد که مشتق به صورت زیر می باشد:

$$\dot{d}_{gs} = V \cdot \sin(\gamma - \gamma_{ref}) \quad (55)$$

بنابراین،  $d_{gs}(t)$  می تواند با انتگرال گیری از معادله (۵۵) همراه با معادلات حالت وسیله پرنده، با شرط اولیه  $d_{gs}(t_1) = 0$  در زمان  $t_1$  که وسیله پرنده با مسیر شیب برخورد می کند، استخراج شود. توجه شود که وقتی  $d_{gs}$  از (۵۵) محاسبه شد، حساسیت  $d_{gs}$  به تغییرات مسیر پرواز به بازه مورب  $R_{gs}$  وابسته است. فرض شده این اثر در کامپیوتر آنبرد جبران شده باشد. بنابراین معادله (۵۵) همراه با  $\gamma_{ref}$  به عنوان یک ورودی مدل و  $d_{gs}$  به عنوان یک متغیر حالت اضافه به مدل وسیله پرنده اضافه می شود. قانون کنترل به صورت زیر بدست می آید:

$$\theta_{cgs} = \sin\left(\frac{\dot{d}_{gs}^d}{V}\right) + \gamma_{ref} + \alpha \quad (56)$$

با برخورد وسیله پرنده به پرتو شیب گلاید، حلقه کنترل ارتفاع به حلقه کنترل شیب گلاید سوئیچ می شود. سوئیچ از یک کنترلر به دیگری می تواند به گذرای بزرگی در متغیرهای حالت وسیله پرنده منجر شود. برای اجتناب از این عمل، سوئیچ به نرمی و به صورت زیر می باشد:

$$\theta_c = K(t) \cdot \theta_{ch} + (1 - K(t)) \cdot \theta_{cgs} \quad (57)$$

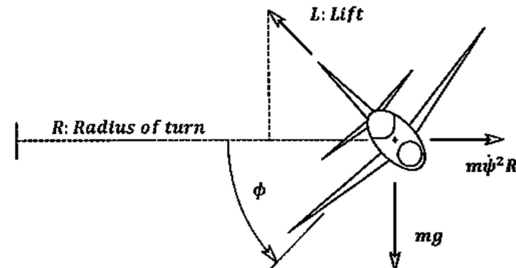
$$\dot{h} = K_h(h_c - h) - K_h \dot{h} \quad (46)$$

در وسیله پرنده متعارف، مؤلفه شتاب  $a_z$  با تغییر زاویه حمله از طریق وضعیت پیچ تنظیم می شود. در حقیقت، با دو رابطه  $\theta = \alpha + \gamma$  و  $\gamma = \sin^{-1} \frac{\dot{h}}{V}$  می توان فرمان وضعیت پیچ مورد نیاز برای تعقیب ارتفاع را محاسبه کرد. بنابراین خواهیم داشت:

$$\theta_c = \frac{\left\{ K_h(h_c - h) - K_h \dot{h} - a_x \sin \theta + g \right\} \frac{m}{\bar{q} S \cos \theta} - C_{L_0}}{C_{L_\alpha}} + \sin^{-1} \frac{\dot{h}}{V} \quad (47)$$

### ۳-۵- تثبیت زاویه سمت

تثبیت زاویه سمت، توسط زاویه رول وسیله پرنده انجام می شود. چرخش هماهنگ کامل نشان داده شده در "شکل ۲"، وضعیت پیچ و رول وسیله پرنده را نسبت به یک سیستم مختصات مرجع حفظ می کند اما تغییر زاویه سمت در یک نرخ ثابت می ماند. بنابراین نرخ زوایای اوایلر  $\dot{\phi}$  و  $\dot{\theta}$  به طور یکتا صفر هستند و  $\psi$  نرخ چرخش است.



شکل ۲- وسیله پرنده در یک چرخش پایدار

با توازن مؤلفه های نیرو در راستای افقی و عمودی داریم:

$$m \cdot R \cdot \psi^2 = L \cdot \sin \phi \quad (48)$$

$$V = R \cdot \psi \quad (49)$$

$$L = mg \cdot \cos \phi \quad (50)$$

نرخ زاویه سمت با تقسیم رابطه (۵۰) بر (۴۹) برابر است با:

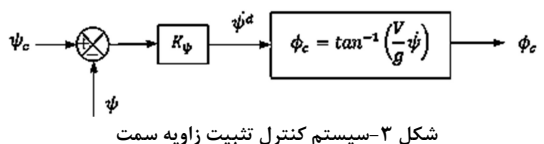
$$\psi = \frac{g}{V} \cdot \tan \phi \quad (51)$$

با نوشتن دینامیک خطای مرتبه اول برای  $\psi$  داریم (شکل ۳):

$$\dot{\psi} = K_\psi (\psi_c - \psi) \quad (52)$$

بنابراین قانون کنترل تبدیلی به فرم زیر خواهد شد:

$$\phi_c = \tan^{-1} \left( \frac{V}{g} \psi \right) \quad (53)$$



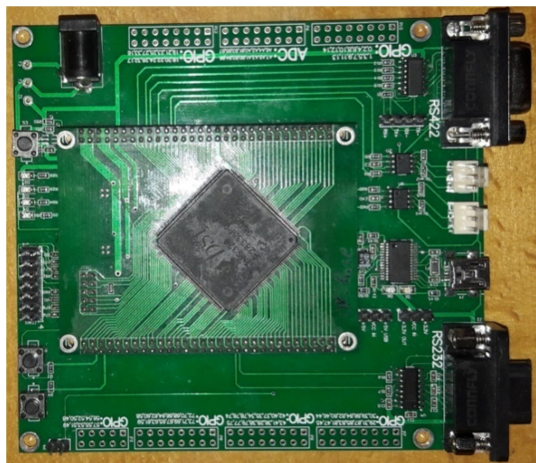
شکل ۳- سیستم کنترل تثبیت زاویه سمت

### ۳-۶- تثبیت شیب گلاید

تثبیت شیب گلاید سیستمی است که به صورت خودکار شیب گلاید را تعقیب می کند. یک سیستم نشست خودکار نوعی از یک پرتو

همچنین برای ارتباط میان نرم‌افزار و سخت‌افزار، از رابط سریال RS232 استفاده شده است. شکل ۶ برد پردازنده TMS320F28335 را به عنوان سخت‌افزار خلبان خودکار نشان می‌دهد. در ابتدا نرم‌افزار خلبان خودکار وارون دینامیک غیرخطی با استفاده از MATLAB برای پردازنده مورد نظر به طور خودکار تولید گردید، سپس با استفاده از پروگرام JTAGXDS100Ver2 برنامه در پردازنده TMS320F28335، برنامه‌ریزی شد. پیاده‌سازی در زمان حقیقی صورت گرفته است. به عبارت دیگر داده‌های در نرم‌افزار به صورت آنلاین برای سخت‌افزار خلبان خودکار غیرخطی ارسال و پس از پردازش توسط پردازنده TMS320F28335، داده‌ها به صورت آنلاین برای نرم‌افزار فرستاده می‌شود تا پرند (نرم‌افزار) بتواند خروجی‌های مطلوب را دنبال کند.

از ویژگی‌های مهم پردازنده TMS320F28335 می‌توان به تکنولوژی ساخت CMOS با عملکرد بالا تا ۱۵۰ مگاهرتز (چرخه زمانی ۶.۶۷ نانو ثانیه)، ۳۲ CPU بیتی با عملکرد بالا، ۶ کانال کنترلی جهت دستیابی مستقیم به حافظه، ۱۲۸ بیت کلید امنیتی/ قفل، ۱۶ یا ۳۲ بیت رابط خارجی، ۲ مازول CAN و ۳ مازول SCI (UART) و یک مازول SPI و یک گذرگاه مدار مجتمع داخلی (I2C) و ۱۶ کانال مبدل آنالوگ به دیجیتال ۱۲ بیتی با نرخ تبدیل ۸۰ نانو ثانیه، تجهیزات پیشرفته کنترل (حداکثر تا ۱۸ خروجی PWM، حداکثر تا ۶ خروجی HRPWM با دقت ۱۵۰ پیکو ثانیه، حداکثر تا ۶ ورودی ضبط رویداد، حداکثر تا ۲ رابط تریب رمز گذار، حداکثر تا ۸ تایمر ۳۲ بیتی یا ۹ تایمر ۱۶ بیتی)، CPU با ۳ تایمر ۳۲ بیتی و ویژگی‌های پیشرفته شبیه‌سازی را نام برد. در شبیه‌سازی و پیاده‌سازی، پهباد در موقعیت اولیه  $(x_0, y_0, h_0) = (0m, -50m, 500m)$ ، فاصله اولیه آن از پرتو شیب‌گلاید برابر  $d_{gs}(0) = -75m$ ، فاصله جانبی آن از راستای باند فرود  $d_{loc}(0) = -50m$  در نظر گرفته شد. همچنین کنترلگر باید سرعت را در 60 متر بر ثانیه حفظ کند. پرتو شیب‌گلاید با زاویه  $\gamma_{ref} = -2.5^\circ$  ارسال شده و راستای باند فرود  $\psi_{ref} = 0^\circ$  می‌باشد. همچنین در تمام بازه زمانی زاویه سرش جانبی  $\beta = 0^\circ$  است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها در شکل ۷ تا "شکل ۱۶" آمده است. در این حالت برنامه کنترلگر غیرخطی وارون دینامیک داخل سخت‌افزار DSP با پردازنده TMS320F28335 برنامه‌ریزی گردید. هر شکل در دو حالت شبیه‌سازی در محیط MATLAB (نرم‌افزاری) و پیاده‌سازی روی سخت‌افزار DSP با پردازنده TMS320F28335، ترسیم شده است.



شکل ۶- سخت‌افزار خلبان خودکار با پردازنده TMS320F28335

که در آن،  $K(t)$  تابعی برحسب زمان بوده و با دو شرط مرزی زیر حل خواهد شد:

$$K(t)_{@t=t_{0f}} = 1 \quad ; \quad K(t)_{@t} = 0 \quad (58)$$

$t_{0f}$  زمان شروع مسیرگلاید بوده و  $t$  زمان گذر از حلقه کنترل ارتفاع به حلقه کنترل شیب‌گلاید می‌باشد.

### ۳-۷- حالت فلر خودکار

برای کنترل فلر خودکار، به وسیله پرند فرمان داده می‌شود تا یک مسیرنمایی را از شروع فلر تا تماس زمینی پرواز کند [۱۱]. بنابراین:

$$\dot{h} = h_{0f} \cdot e^{-\frac{(t-t_{0f})}{\tau}} \quad (59)$$

که در آن،  $h$  ارتفاع در بالای باند فرود بوده  $h_{0f}$  ارتفاع در شروع فلر و  $t_{0f}$  زمان شروع مانور فلر می‌باشد. وقتی ارتفاع به  $h_{0f}$  برسد حلقه کنترل شیب گلاید به حلقه کنترل ارتفاع سوئیچ می‌شود و حلقه سرعت با ورودی فرمان مشابه ادامه به کار خواهد داد. برای تعیین ثابت زمانی فلر  $\tau$  از ارتفاع اولیه  $h_{0f}$  استفاده می‌شود. با مشتق‌گیری از معادله (۵۹) داریم:

$$\dot{h} = -\frac{h_{0f}}{\tau} \cdot e^{-\frac{(t-t_{0f})}{\tau}} = -\frac{h}{\tau} \quad (60)$$

اگر  $\tau$  معلوم باشد  $h_{0f}$  برابر است با:

$$h_{0f @ t=t_{0f}} = -\tau \dot{h}_{0f} \quad (61)$$

از آنجایی که  $\dot{h}_f$  نرخ نزول در شروع فلر است بنابراین برای یک سرعت و شیب‌گلاید معلوم برابر است با:

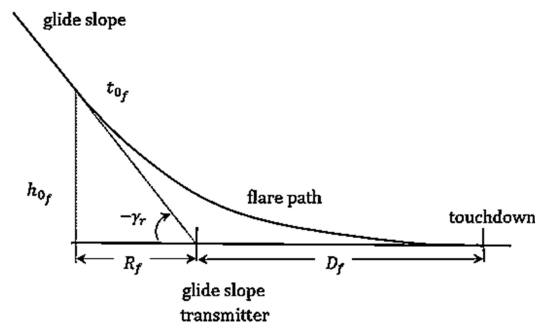
$$\dot{h}_{0f} = V \cdot \sin \gamma_{ref} \quad (62)$$

با توجه به "شکل ۵"، مسافت  $R_f$  توسط رابطه زیر بدست می‌آید:

$$R_f = \frac{h_{0f}}{\tan \gamma_r} = V \cdot \tau \quad (63)$$

اگر برای تماس زمینی مطلوب باشد که کمتر از مسافت  $D_f$  از فرستنده باشد و اگر فرض کنیم که  $h(t)$  در  $4\tau$  به صفر می‌رسد، داریم:

$$4\tau V = R_f + D_f = V\tau + D_f \rightarrow \tau = \frac{D_f}{3V} \quad (64)$$

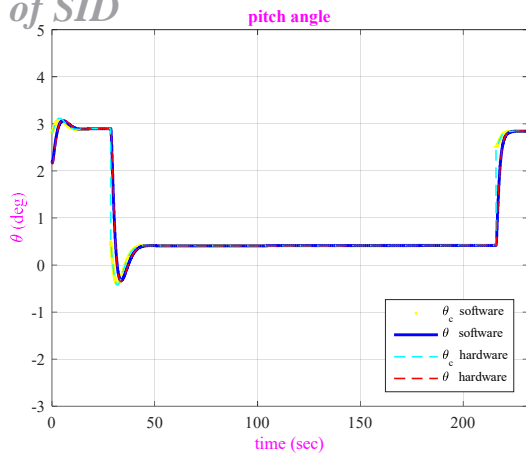


شکل ۵- هندسه مسیر فلر

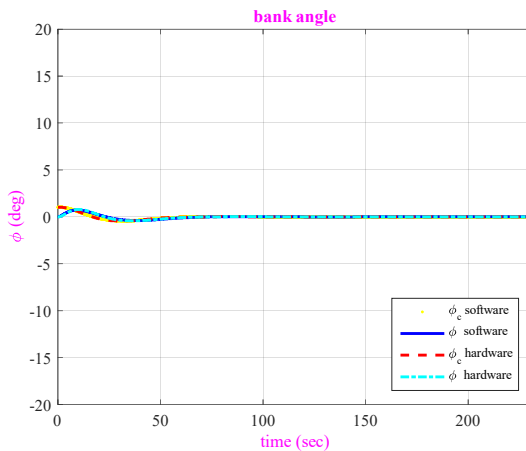
### ۴- پیاده‌سازی و شبیه‌سازی خلبان خودکار

در این بخش چگونگی پیاده‌سازی سیستم کنترل غیرخطی بر روی سخت‌افزار بیان می‌گردد. نحوه پیاده‌سازی به این صورت است که از کامپیوتر به عنوان نرم‌افزار و از برد سخت‌افزار DSP با پردازنده TMS320F28335، به عنوان خلبان خودکار استفاده شده است.

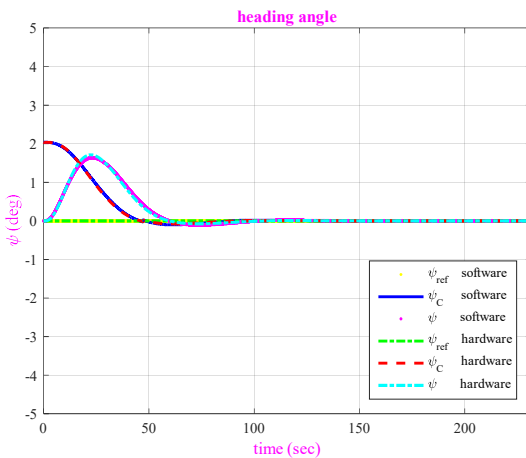




شکل ۹- تغییرات زاویه پیچ مطلوب و خروجی

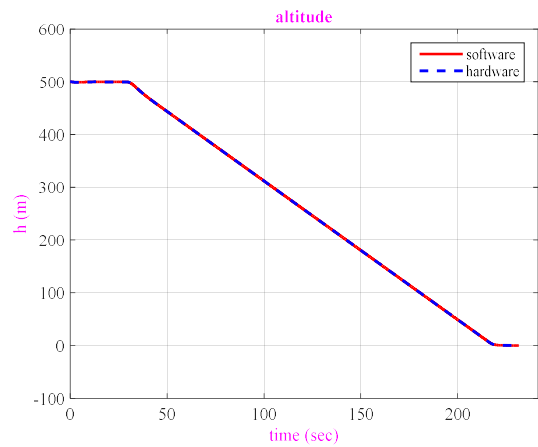


شکل ۱۰- تغییرات زاویه گردش مطلوب و خروجی

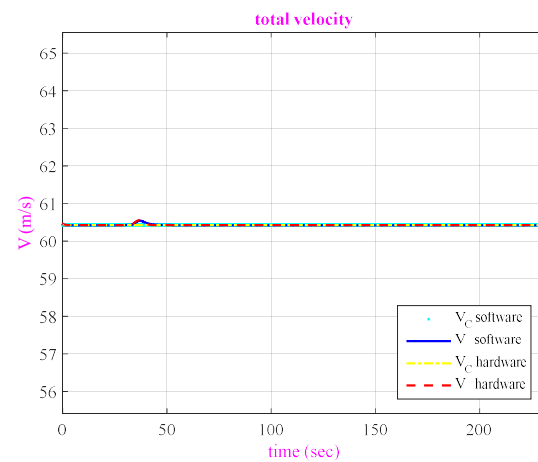


شکل ۱۱- تغییرات زاویه سمت

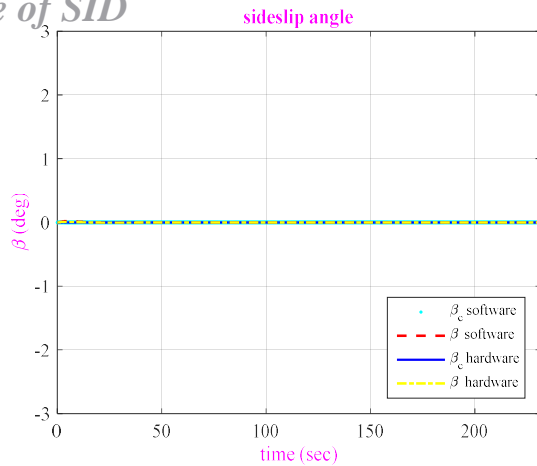
"شکل ۷" تغییرات ارتفاع برحسب زمان را نشان می‌دهد. همان‌طور که این شکل نشان می‌دهد، پهپاد و سیستم کنترل طراحی شده به‌صورت به‌هنگام توانسته مسیر را به‌خوبی تعقیب کند. همان‌طور که در "شکل ۸" مشاهده می‌شود، کنترل‌گر زمان واقعی سرعت پهپاد را به‌خوبی کنترل کرده است. "شکل ۹" زاویه پیچ ارسالی و زاویه پیچ پهپاد را نشان می‌دهد. "شکل ۱۰" تغییرات زاویه گردش و "شکل ۱۱" تغییرات زاویه سمت را نشان می‌دهد. "شکل ۱۲" زاویه مسیرپروازی و "شکل ۱۳" تغییرات زاویه حمله را نشان می‌دهد. همان‌طور که از این شکل‌ها پیداست، این زوایا در محدوده مجاز قرار دارد. "شکل ۱۴" تغییرات دسته‌گاز در حین نشست و "شکل ۱۵" تغییرات زاویه سرش جانبی که در حدود صفر می‌باشد را نشان می‌دهد. "شکل ۱۶" انحراف سطوح کنترل پهپاد در نشست زمان حقیقی را نشان می‌دهد.



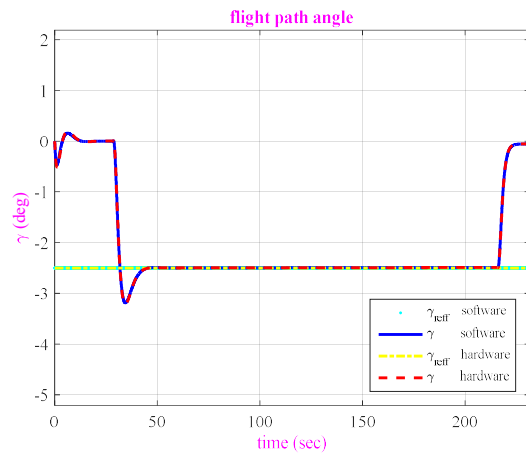
شکل ۷- تغییرات ارتفاع برحسب زمان



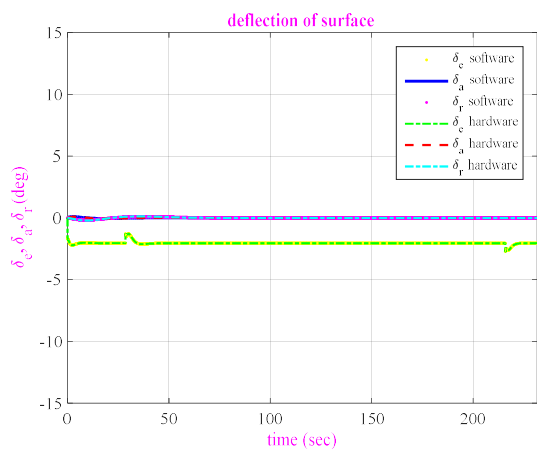
شکل ۸- تغییرات سرعت کلی



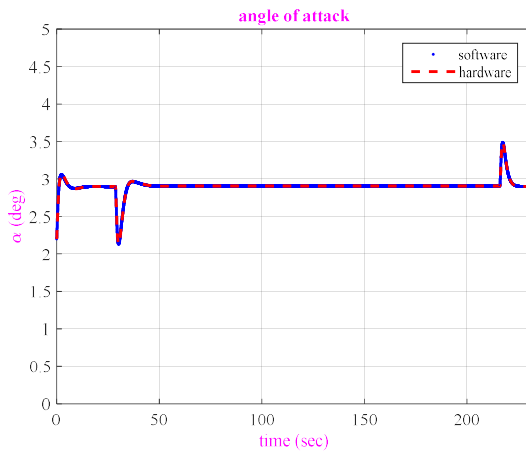
شکل ۱۵- تغییرات زاویه سرش جانبی



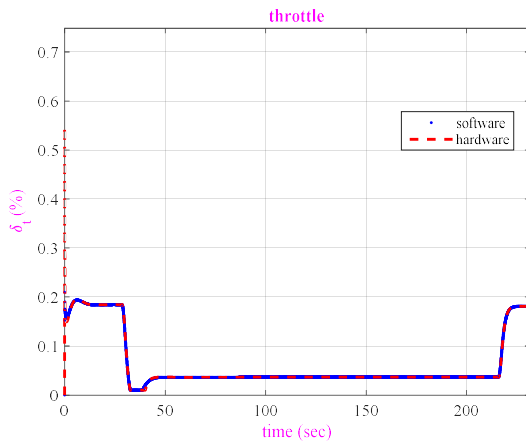
شکل ۱۲- زاویه مسیر پروازی



شکل ۱۶- انحراف سطوح کنترل پهناد



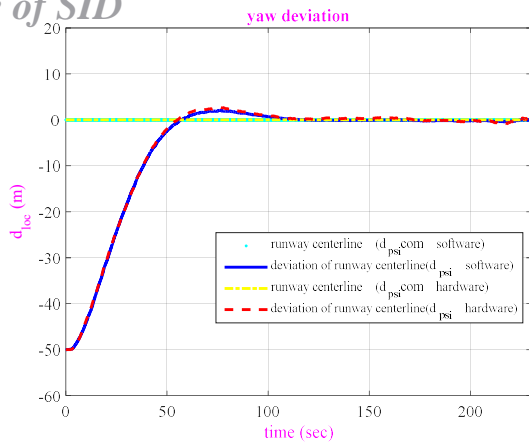
شکل ۱۳- تغییرات زاویه حمله



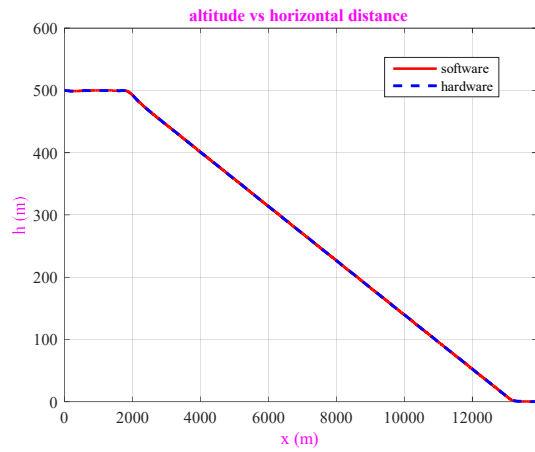
شکل ۱۴- تغییرات دسته‌گاز در حین نشست

شکل‌های ۱۷ تا ۲۴ نتایج شبیه‌سازی و پیاده‌سازی سخت‌افزاری سیستم کنترل در زمان حقیقی با حضور اغتشاشات باد در محیط MATLAB را نشان می‌دهد. شکل ۱۷ تغییرات ارتفاع برحسب مسافت پیموده شده در زمان واقعی را با وجود اغتشاشات باد نشان می‌دهد. همان‌طور که از این شکل پیداست، پهناد و سیستم کنترل طراحی شده به صورت به‌هنگام توانسته مسیر را به‌خوبی تعقیب کند. شکل ۱۸ انحراف از شیب گلاید در زمان واقعی را با وجود اغتشاشات باد نشان می‌دهد. شکل ۱۹ زاویه پیچ مطلوب و زاویه پیچ پهناد و شکل ۲۰ انحراف جانبی از باند فرود پهناد در زمان واقعی را با وجود اغتشاشات باد نشان می‌دهد. شکل ۲۱ تغییرات زاویه سمت و شکل ۲۲ زاویه مسیر پروازی در زمان واقعی را با وجود اغتشاشات باد نشان می‌دهد. همان‌طور که از شکل ۲۲ پیداست، این زاویه در تمام مراحل نشست در محدوده مجاز قرار دارد. شکل ۲۳ سرعت‌های خطی پهناد در زمان واقعی و شکل ۲۴ سرعت باد در محورهای بدنه در زمان واقعی جهت اعمال به پهناد را نشان می‌دهد. همان‌طور که شکل‌های ۱۷ تا ۲۴ پیداست، نتایج شبیه‌سازی با معادلات غیرخطی شش‌درجه‌آزادی با حضور اغتشاشات باد در زمان حقیقی، عملکرد مناسب پیاده‌سازی سیستم کنترل را در این حالت تایید می‌کند.

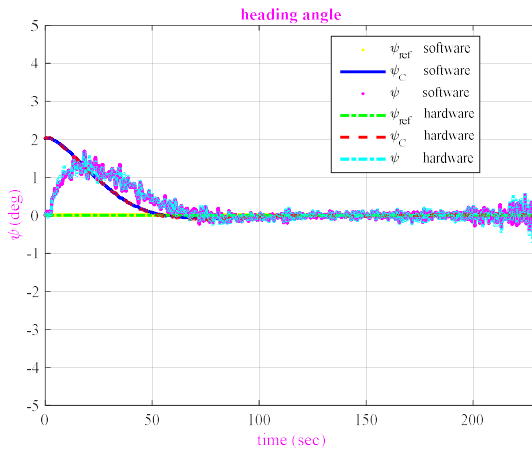




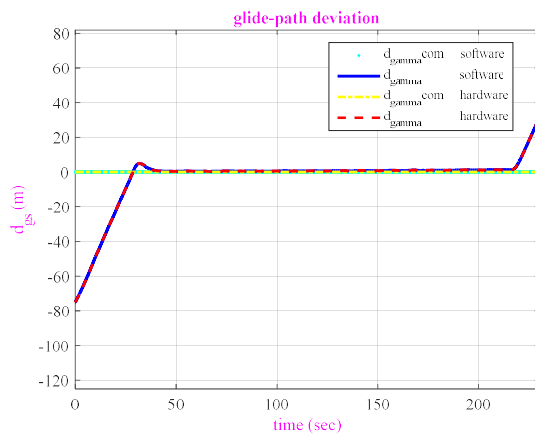
شکل ۲۰- انحراف جانبی از باند فرود در حضور اغتشاشات باد



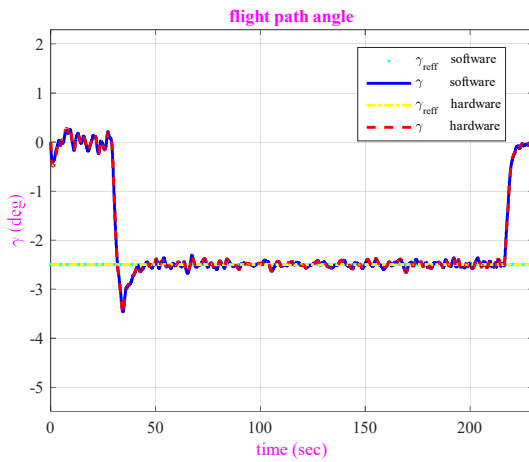
شکل ۱۷- تغییرات ارتفاع بر حسب مسافت در حضور اغتشاشات باد



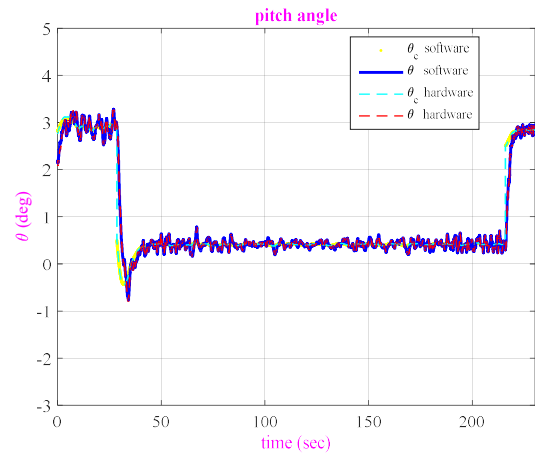
شکل ۲۱- تغییرات زاویه سمت در حضور اغتشاشات باد



شکل ۱۸- انحراف از شیب گلاید در حضور اغتشاشات باد

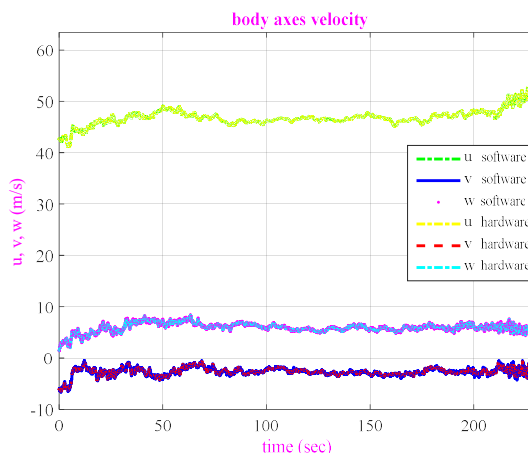


شکل ۲۲- زاویه مسیر پروازی در حضور اغتشاشات

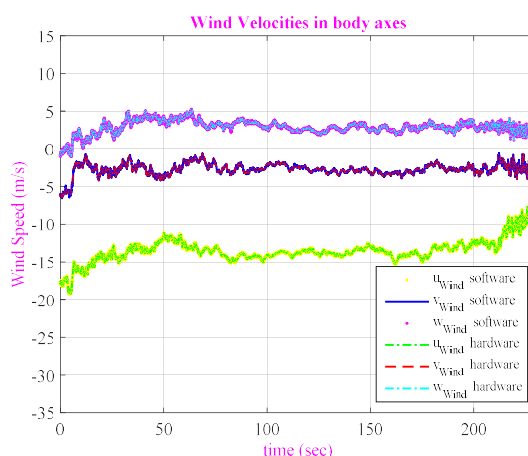


شکل ۱۹- تغییرات زاویه پیچ مطلوب و خروجی با اغتشاشات باد

- [2] Abbasi A., Ubaid M. Al-Saggaf, Khalid Munawar, Design of Unmanned Aerial Vehicle Autopilot based on Freescale Qorivva 32-bit Microcontroller, *Life Science Journal*, 2014.
- [3] Duarte Lopes Figueiredo, *Autopilot and Ground Control Station for UAV*, Thesis to obtain the Master of Science Degree in Aerospace Engineering, Supervisor: Chairperson: Professor João Manuel Lage de Miranda Professor André Calado Marta, Lemos, Member of the Committee: Professor Agostinho Rui Alves da Fonseca, November 2014.
- [4] Jose Enrique Ortiz, *Development of a Low Cost Autopilot System for Unmanned Aerial Vehicles*, Virginia Commonwealth University, Richmond, Virginia, August, 2010.
- [5] Hans-Petter Halvorsen, M.Sc., *Introduction to Hardware-in-the-Loop Simulation*, Telemark University College, Faculty of Technology, Department of Electrical Engineering, Information Technology and Cybernetics.
- [6] Christian Köhler, *Enhancing Embedded Systems Simulation*, 1st Edition, Teubner Verlag Springer Fachmedien Wiesbaden GmbH, 2011.
- [7] Kargin V., *Design of an Autonomous Landing Control Algorithm for a Fixed Wing UAV*, a thesis submitted to the graduate school of natural and applied sciences of middle east technical university, October 2007.
- [8] Garza F.R., Morelli E. A., *A collection of Nonlinear Aircraft Simulations in MATLAB*, NASA/TM-2003-212145.
- [9] Roskam J., *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*. The University of Kansas Press, 2001.
- [10] Nelson R. C., *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, 1998.
- [11] Stevens B. and Lewis F., *Aircraft Control and Simulation, Second Edition*. Wiley, New York, NY, 2003.
- [12] Blakelock J. H., *Automatic Control of Aircraft and missiles, Second Edition*, 1991.
- [13] Sadati, S.H., Sabzehparvar, and M., Menhaj, M.B. Nonlinear Adaptive Flight Control Using Dynamic Inversion and Neural Networks Controller, *Amirkabir Journal of Science & Research Mechanical Engineering*, Vol. 18, No.66, Spring & Summer 2006(In Persian)
- [14] D. Enns, Robustness of Dynamic Inversion vs.  $\square$ -synthesis: Lateral-Directional Flight Control Example, *Proc. 1990 AIAA Guidance, Navigation, Contr. Conf.*, August 1990.
- [15] Huang C. et al., Analysis and Simulation of a Nonlinear Control Strategy for High Angle of Attack Maneuvers, *Proc. 1990 AIAA Guidance, Navigation, Control Conf.*, Portland, OR, August 1990.
- [16] Zhang, Z., Hu, F. and Li, J. Autonomous flight control system designed for small-scale helicopter based on approximate dynamic inversion, *Int. Conf. on Adv. Comp. Cont.*, 2011, pp. 185-191.
- [17] Wang, Q. and Stengel, R. F. A dynamic inversion controller design for miniature Unmanned Aerial Vehicles, *Consumer Elec., Comm. & Networks*, pp. 1916-1921, 2011.
- [18] MacKunis, W., Patre, P. M., Kaizer, M. K., and Dixon, W. E. Asymptotic Tracking for Aircraft via Robust and Adaptive Dynamic Inversion Methods, *IEEE Tr. Cont. Sys. Tech.*, vol. 18, no. 6, pp. 1448-1456, 2010.
- [19] Peng Lu, Erik-Jan van Kampen, Cornelis de Visser, Qiping Chu., Aircraft fault-tolerant trajectory control using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion, *Control Engineering Practice*, 57, 2016, pp.126-141.



شکل ۲۳- سرعت های خطی در حضور اغتشاشات



شکل ۲۴- سرعت های اعمال شده باد به پهپاد در محورهای بدنه

## ۵- نتیجه گیری

در این تحقیق، کنترل غیرخطی برای نشست خودکار پهپاد با استفاده از روش وارون دینامیک انجام و در سخت افزار پیاده سازی گردید. مدل دینامیکی شش درجه آزادی غیرخطی در نرم افزار MATLAB با مدل های آپرودینامیک، پیشرانش، جرم-اینرسی، عملگر پیاده سازی شد. کنترلر پرواز شامل دو حلقه داخلی و حلقه خارجی است که در حلقه خارجی زوایای پیچ، سرش جانبی و گردش کنترل می شوند. همچنین سرعت، ارتفاع و زاویه سمت در نشست کنترل گردید. شبیه سازی ها نشان داد که پهپاد قادر به تعقیب فرمان های اعمال شده، می باشد. سیستم کنترل طراحی شده، در سخت افزار با پردازنده TMS320F25335 پیاده سازی گردید. از آنجا که داده ها در پردازنده مذکور حداکثر با دقت Single مورد پردازش قرار می گیرند ولی در نرم افزار داده ها با دقت Double پردازش می شود، این کار باعث خطا گردید. روش طراحی سیستم کنترل و شیوه پیاده سازی را می توان به راحتی با تغییر اندکی برای پهپادها یا وسایل پرنده دیگر استفاده کرد.

## ۶- مراجع

- [1] HaiYang Chao, YongCan Cao, and YangQuan Chen, Autopilots for Small Unmanned Aerial Vehicles: A Survey, *International Journal of Control, Automation, and Systems*, 2010.