

## یادگیری مشتقات پایداری و کنترل هواپیمای بال بالا با استفاده از برآوردگر حداقل مربعات

عطا عمادیان<sup>۱</sup>، محمدرضا سجادی<sup>۲\*</sup>

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه شیراز، Ata.Emadian99@gmail.com

۲- استادیار، دانشگاه شیراز، mrsajjadi@shirazu.ac.ir

\*نویسنده مخاطب

### چکیده

یادگیری مدل پرواز برای یک وسیله نقلیه هوایی با سرنشین شامل تخمین پارامترهای پایداری و کنترل، از داده‌های پرواز است. یک رویکرد پارامتریک شامل تکنیک‌های حوزه زمان مانند روش‌های حداقل مربعات برای انجام این کار انجام شده است. از میان روش‌های مختلف خطی برای برآورد پارامترهای مدل، روش حداقل مربعات به‌عنوان پرکاربردترین و غالب‌ترین روش شناخته شده است که در این مقاله استفاده شده است. مزیت این رویکرد این است که می‌توان دانش قبلی در مورد ساختار پارامترسازی را در فرمول تخمین گنجانده. اگر دانش قبلی صحیح باشد، خطای تخمین پارامتری از هر روش دیگر غیر پارامتری بهتر عمل خواهد کرد. این مقاله نسبت به تخمین ضرایب کنترلی یک هواپیمای بال بالا با استفاده از تخمین حداقل مربعات ارائه می‌کند. در این پژوهش برای نخستین بار بر روی هواپیمای تک موتور و بال بالا در حالت‌های مختلف پروازی وسیله پرنده اعم از: بلندشدن، نشست، صعود، نزول، گردش سریع، واماندگی و مانورهای مشابه، با بهره‌گیری از داده‌های پاسخ زمانی و فرکانسی مبتنی بر آزمایش‌های پروازی ارائه می‌شود. دلیل استفاده ما از این هواپیما بال بالا بودن این وسیله پرنده است که باعث همبستگی متقابل میان محورهای فراز و گردش هواپیما است که آن را به چالشی برای شناسایی سیستم تبدیل می‌کند. در این مقاله یک روش نمونه‌گیری برای جمع‌آوری اطلاعات در مورد همبستگی‌های خروجی انجام شده است. این کار باعث می‌شود یادگیری مدل از مجموعه داده‌ها با ابعاد بزرگ قابل انجام و مقایسه پذیر باشد. در نهایت، روش توضیح داده شده در این مقاله در دو آزمایش با استفاده از داده‌های پرواز واقعی از هواپیمای بال بالا نشان داده شد.

**واژه‌های کلیدی:** روش حداقل مربعات - شناسایی سیستم - هواپیمای بال بالا - تخمین ضرایب کنترلی

### ۱- مقدمه

یکی از اولین مراحل ساخت هواپیما، ساخت یک مدل ریاضی برای شبیه‌سازی پرواز است. این کار را می‌توان بر اساس مشخصات آیرودینامیکی، اینرسی و ساختاری اجزای هواپیما مانند بدنه و بال انجام داد. این موضوع به تجزیه و تحلیل پایداری، کنترل و کیفیت پرواز کمک می‌کند.

یک مدل ریاضی برای سیستم پیچیده مانند یک وسیله نقلیه هوایی با سرنشین نیاز به تخمین ضرایب آیرودینامیکی، اینرسی و ساختاری دارد. نیروهای رانش و گشتاورهای حاصل از رانش را می‌توان با انجام آزمایش‌های زمینی به دست آورد. از سوی دیگر یادگیری فقط مستلزم شناخت نیروها و گشتاورهای حاصل از ویژگی‌های آیرودینامیکی و متغیرهای کنترل است. همچنین ایجاد یک مدل آیرودینامیکی بر اساس اصول اولیه مانند استفاده از تئوری بال محدود یا با استفاده از داده‌های تجربی ممکن است. ما برای نخستین بار اقدام به مدل‌سازی هواپیمای تک موتور و بال بالا با استفاده از روش حداقل مربعات کرده‌ایم.

### ۲- مروری بر کارهای انجام شده

تکنیک‌های شناسایی سیستم، از داده‌های پاسخ زمانی یا پاسخ فرکانسی که از آزمایش‌های پرواز بهره می‌برند، برای تولید مدل‌های پرواز استفاده می‌شوند. این مدل‌ها در ناحیه نقاط جمع‌آوری داده‌ها دقیق هستند. با این حال، عملکرد این مدل‌ها در خارج از موقعیت عملیاتی کاهش می‌یابد. اغلب اتفاق می‌افتد که طراحی ساختار یک مدل پارامتری خوب، به زمان و تلاش قابل توجهی توسط مهندسین طراح نیاز داشته باشد. در [۱، ۲] برای یادگیری مدل از یک بالگرد روباتیک که برای انجام مانورهای هوایی طراحی شده بود، استفاده شد. نتایج نشان داد که قادر به یادگیری مدل پرواز در طول یک مسیر پیچیده پروازی می‌باشد. با این وجود، مدل محدود شده است تا فقط در آن مسیر آموزش دیده عمل کند. در [۳] از این مدل‌ها برای مدل‌سازی ممان خمشی بال، بارهای پیچشی و کنترل ممان‌های لولای سطح استفاده شده است. در [۴] نیز برای به صفر رساندن خطای حالت بین مدل پرواز مرجع و هواپیمای واقعی استفاده شد. با این حال برای ساخت یک مدل پرواز کامل برای یک هواپیما استفاده نشده است. ارتش ایالات متحده و مرکز تحقیقات ایمز ناسا به‌طور مشترک یک تکنیک مدل‌سازی و نرم‌افزاری به نام شناسایی جامع از پاسخ‌های فرکانس<sup>۱</sup> [۵] برای شناسایی سیستم بر اساس پاسخ فرکانسی غیر پارامتری توسعه دادند که مجموعه کاملی از پاسخ‌های فرکانس چند ورودی چند خروجی<sup>۲</sup> را استخراج می‌کند، مدل‌های فضای حالت را شناسایی می‌کند و کیفیت‌های کنترلی را برای مشخصات کامل سیستم محاسبه می‌کند. این پژوهش برای هر دو برنامه پهباد بال ثابت و روتور کرافت استفاده شده است.

<sup>2</sup> Multi-Input Multi-Output (MIMO)

<sup>1</sup> Comprehensive Identification from Frequency Responses (CIFER)

$$M_T + M_A = I\dot{\omega}_b + \omega_b \times I\omega_b \quad (10)$$

نیروهای اعمال شده در این معادلات از گرانش ( $F_G$ )، رانش ( $F_T$ ) و نیروی دینامیک ( $F_A$ ) می‌آیند. گشتاورهای کاربردی حاصل رانش ( $M_T$ ) و نیروی دینامیک ( $M_A$ ) هستند. سهم گرانش در شکل برداری برابر است با:

$$F_G = \begin{bmatrix} -mg \sin(\theta) \\ mg \sin(\phi) \cos(\theta) \\ mg \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (11)$$

که در آن  $\phi$  و  $\theta$  زوایای اوپلر هستند. این امر وابستگی اجزای گرانش به جهت‌گیری هواپیما نسبت به محور زمین را در نظر می‌گیرد. نیروها و گشتاورهای اعمال شده ناشی از رانش با استفاده از هندسه نصب و آزمایشات موتور که بر روی زمین انجام می‌شود، مدل‌سازی می‌شوند. نیروهای رانش موتور به شرح زیر است.

$$F_T = T \begin{bmatrix} \Gamma_{rx} \\ \Gamma_{ry} \\ \Gamma_{rz} \end{bmatrix} \quad (12)$$

که در آن  $\Gamma_{r(0)}$  ثابت چرخش برون محوری خط رانش هستند، رانش موتور با  $T = f(\Omega, V)$  توصیف می‌شود که تابعی از نرخ چرخش پروانه ( $\Omega$ ) و سرعت هوا ( $V$ ) است. لحظه‌های رانش موتور توسط داده می‌شود.

$$M_T = \begin{bmatrix} -F_{Ty} \Gamma_{cgz} + F_{Tz} \Gamma_{cgy} \\ F_{Tx} \Gamma_{cgz} + F_{Tz} \Gamma_{cgx} \\ -F_{Tx} \Gamma_{cgy} + F_{Ty} \Gamma_{cgx} \end{bmatrix} \quad (13)$$

که در آن  $\Gamma_{cg(0)}$  انحراف خط رانش نسبت به CG هواپیما هستند. سپس مشکل شناسایی سیستم به تعیین نیروهای آیرودینامیکی ( $F_A$ ) و گشتاورها ( $M_A$ ) کاهش می‌یابد. این‌ها را می‌توان برحسب ضرایب بدون بعد بیان کرد:

$$F_A = \bar{q}S \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} \quad M_A = \bar{q}S \begin{bmatrix} bC_l \\ \bar{c}C_m \\ bC_n \end{bmatrix} \quad (14)$$

جایی که  $S$  ناحیه مرجع بال،  $b$  دهانه بال،  $\bar{c}$  میانگین وتر آیرودینامیکی بال،  $\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2$  فشار دینامیکی،  $\rho$  چگالی هوا و  $V$  سرعت است. ضرایب نیروی بدون بعد ( $C_x$ ،  $C_y$ ،  $C_z$ ) و گشتاور ( $C_l$ ،  $C_m$ ،  $C_n$ ) به‌طور غیرخطی به مؤلفه‌های سرعت انتقالی و زوایای هواپیما، زوایای برخورد سرعت نسبی هوا نسبت به بدنه هواپیما، انحراف سطح کنترل، احتمالاً مشتقات زمانی آن‌ها و سایر کمیت‌های غیر بعدی [۶] بستگی دارد. این وابستگی معمولاً به‌صورت ریاضی با استفاده از روش‌های شناسایی سیستم پارامتریک همان‌طور که در [۶] و [۷] ارائه شده است، مشخص می‌شود.

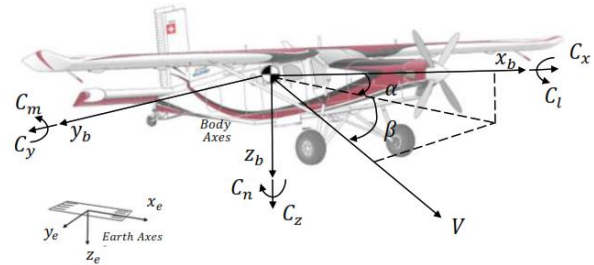
#### ۴- مدل آیرودینامیک

ضرایب آیرودینامیکی بدون بعد بیان شده در (۱۴) را می‌توان به حالت‌های طولی و جانبی تقسیم کرد. برای حالت‌های طولی نیروی روبه‌جلو  $C_x$ ، نیروی رو به پایین  $C_z$ ، گشتاور پیچ  $C_m$  و برای حالت‌های جانبی نیروی جانبی  $C_y$ ، گشتاور رول  $C_l$  و گشتاور انحراف  $C_n$  نامگذاری می‌شود.

ضرایب طولی در درجه اول به حالت‌های طولی و ورودی‌های سکان افقی بستگی دارد. ضرایب جانبی در درجه اول به حالت‌های جانبی و ورودی‌های کنترل سکان و هواپیما بستگی دارد. وابستگی عملکردی را می‌توان به‌صورت زیر نمایش داد:

#### ۳- تئوری پژوهش

مروری بر دینامیک هواپیما و تئوری پژوهش در این بخش ارائه شده است. فریم‌های مرجع و چارچوب‌ها و نیروها و گشتاورهای اعمال شده بر روی هواپیمای مربوطه در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱- فریم‌های مرجع هواپیمای بال بالا در محورهای

بدنی ( $x_b, y_b, z_b$ ) و محورهای زمین ( $x_e, y_e, z_e$ )

معادلات حالت پیوسته و خروجی را می‌توان به‌صورت زیر بیان کرد

$$\dot{h}(\tau) = \kappa[h(\tau), u(\tau), w(\tau), \tau] \quad (1)$$

$$j(\tau) = \lambda[h(\tau), u(\tau), \tau] \quad (2)$$

در اینجا، بردار حالت  $h \in \mathbb{R}^{n_h}$ ، ورودی کنترل  $u \in \mathbb{R}^{n_u}$ ، خروجی سیستم  $j \in \mathbb{R}^{n_j}$  است و  $w$  نشان‌دهنده صفر میانگین نویز سیستم است. کل فرآیند از زمان  $\tau_0$  تا زمان  $\tau \geq \tau_0$  متفاوت است. نمایش جهانی مدل پرواز در  $\kappa(\cdot)$  و  $\lambda(\cdot)$  موجود است. برای مدل‌سازی هواپیما، فرض می‌شود که سکو یک جسم صلب است به‌طوری‌که حرکت کلی را می‌توان با قانون دوم نیوتن توصیف کرد.

#### ۳-۱- دینامیک هواپیما

با استفاده از قانون دوم حرکت نیوتن در شکل‌های انتقالی و چرخشی، نیروهای  $F_x$ ،  $F_y$ ،  $F_z$  در فرم اجزای محور بدنه را می‌توان به دست آورد.

$$F_x = m(\dot{u} + qw - rv) \quad (3)$$

$$F_y = m(\dot{v} + ru - pw) \quad (4)$$

$$F_z = m(\dot{w} + pv - qu) \quad (5)$$

که در آن  $V_b = [u, v, w]$  هواپیما مؤلفه‌های سرعت انتقالی محور بدنه،  $\omega_b = [p, q, r]$  نرخ‌های چرخش محور بدنه هواپیما و  $m$  جرم شمای جسم است. بر اساس ممان‌های اینرسی هواپیما، نرخ‌های زاویه‌ای و نرخ تغییر نرخ‌های زاویه‌ای داریم:

$$M_x = I_{xx}\dot{p} - I_{xz}(\dot{r} + pq) - (I_{yy} - I_{zz})qr \quad (6)$$

$$M_y = I_{yy}\dot{q} - I_{xz}(r^2 - p^2) - (I_{zz} - I_{xx})rp \quad (7)$$

$$M_z = I_{zz}\dot{r} - I_{xz}(\dot{p} - qr) - (I_{xx} - I_{yy})pq \quad (8)$$

که در آن  $I_{xx}$ ،  $I_{yy}$  و  $I_{zz}$  درایه‌های ماتریس اینرسی متقارن هواپیما هستند.

#### ۳-۲- نیروها و گشتاورهای اعمال شده

نیروها و گشتاورهای اعمال شده در سمت چپ معادلات (۳) - (۸) از آیرودینامیک وسیله پرنده، گرانش و نیروی محرکه ناشی می‌شوند.

ورودی‌های اولیه سیستم از سکان افقی، شپرها و سکان عمودی که به ترتیب چرخش، پیچ و انحراف هواپیما را کنترل می‌کنند، ناشی می‌شود. از آنجایی که جزء گرانشی از طریق مرکز ثقل (CG) عمل می‌کند و یکنواخت فرض می‌شود، هیچ گشتاور گرانشی روی شمای جسم وجود ندارد؛ بنابراین، معادلات فوق را می‌توان به‌عنوان مؤلفه‌های نیروها و گشتاورهای اعمالی حول محور بدنی نوشت؛ بنابراین معادلات فوق را می‌توان به‌عنوان مؤلفه‌های دستگاه بدنی برای نیروها و گشتاورهای اعمال شده نوشت:

$$F_G + F_T + F_A = m\dot{V}_b + \omega_b \times mV_b \quad (9)$$

### ۱-۶- هواپیمای بال بالا

شمای جسم مورد استفاده برای انجام آزمایش هواپیمای بال بالای تک موتور می باشد. دهانه بال این هواپیما ۱۵.۹ متر و ظرفیت حمل بار ۲۶۴۶ پوندی (۱۲۰۰ کیلوگرمی) را دارد. حداکثر وزن برخاست این وسیله ۲۸۰۰ کیلوگرم است.

### ۲-۶- شبیه سازی

شبیه سازی ها در ارتفاع و سرعت های مختلف انجام شد. حالت های مختلف هواپیما اعم از بلند شدن، نشست، صعود، نزول و مانورهای مشابه برای آموزش و آزمایش استفاده شد.

### ۳-۶- محل انجام آزمایشات

محل انجام آزمایشات در فرودگاه بین المللی شیراز با مختصات ۲۹°۳۲'۲۱" شمالی ۵۲°۳۵'۲۴" شرقی انجام شد. شکل ۲ تصویر هوایی از منطقه مورد نظر و اطراف آن را نمایش می دهد.



شکل ۲ محل انجام آزمایشات؛ فرودگاه و باند آن در مرکز عکس قرار دارد.

### ۴-۶- آموزش مدل

در آموزش مدل مانورهای برای به حداکثر رساندن محتوای اطلاعات داده ها انجام شده اند تا بتواند جهت شناسایی سیستم مورد استفاده قرار بگیرند.

طراحی این مانورها باید به گونه ای انجام شود که حالات سیستم به گونه ای برانگیخته شود که حساسیت خروجی های مدل به پارامترها زیاد و همبستگی بین پارامترها کم باشد [۱۱].

طراحی مانورها در این آزمایشات معمولاً شامل مانورهای است تا محتوای اطلاعات و داده های پروازی را به حداکثر برسانند. تمرکز در این پژوهش بر آموزش مدل و استنتاج است. از این رو باید توجه داشت که ممکن است مانورهای اجرا شده در به حداکثر رساندن محتوای اطلاعات در داده های پروازی بهینه نباشد.

در نهایت مدل حداقل مربعات برای تخمین ضرایب آیرودینامیکی با توجه به ورودی های سیستم ارائه می شود. قبل از اینکه داده ها برای آموزش و آزمایش مدل استفاده شود بایستی داده ها بررسی گردد که این کار با بازسازی پاسخ حالت<sup>۵</sup> هواپیما با معادلات سینماتیک و مقایسه پاسخ بازسازی شده با پاسخ اندازه گیری شده انجام می شود. از سوی دیگر داده ها بایستی به گونه ای بررسی گردد که از عدم تأثیر خطاهای دستگاه<sup>۶</sup> بر آن ها مطمئن باشیم. در آزمایش های انجام شده در این بخش فقط داده هایی که واجد این شرایط باشند، استفاده می شود.

$$C_i = C_i \left( \frac{V}{V_0}, \alpha, \beta, \frac{pb}{2V}, \frac{q\bar{c}}{2V}, \frac{rb}{2V}, \frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2V}, \frac{\dot{\beta}b}{2V}, \delta \right) \quad (15)$$

برای  $i = X, Y, Z, l, m, n$ ، زاویه حمله  $\alpha$ ، زاویه لغزش جانبی  $\beta$  و  $\delta$  نشان دهنده تمام ورودی های کنترل اعمال شده است. سایر پارامترها با توجه به سرعت واقعی  $V$ ، میانگین وتر هندسی بال  $\bar{c}$  و دهانه بال  $b$  بدون بعد هستند.

### ۱-۴- رهیافت تخمین پارامتر با روش حداقل مربعات

این رهیافت شامل یافتن مقادیر پارامترهای مدل ناشناخته  $\theta$  برای یک ساختار مدل فرضی بر اساس اندازه گیری های مشاهدات نویز  $Z$  است. برآوردگر، تابعی از این مشاهدات است که تخمین  $\hat{\theta}$  را از پارامترهای ناشناخته  $\theta$  تولید می کند.

برای مدلی که خطی فرض می شود، خروجی  $y$  توسط آن داده می شود:

$$y = X\theta \quad (16)$$

که در آن ماتریس  $X$  ورودی سیستم است. نمونه ای از آنچه در  $X$  موجود است توسط [۸] آورده شده است. معادله مشاهده گر<sup>۱</sup> عبارت است از:

$$z = X\theta + \varepsilon \quad (17)$$

که در آن  $Z$  مشاهدات انجام شده و  $\varepsilon$  نویز اندازه گیری است.

اکنون، تخمین  $\hat{\theta}$  را می توان با حل (۱۷) به دست آورد. با توجه به این موضوع، برآورد خروجی  $\hat{y}$  را می توان بر اساس مدل برآورد شده بازسازی کرد.

$$\hat{y} = X\hat{\theta} \quad (18)$$

### ۲-۴- مدل پارامتری

اصطلاحات مدل ضریب در (۱۷) را می توان با استفاده از روش های مختلفی مانند حداقل مربعات معمولی<sup>۲</sup> [۹]، حداکثر احتمال<sup>۳</sup> [۱۰] و حداقل مربعات بازشگشی<sup>۴</sup> [۶] یافت. در این مقاله، ضرایب مدل با فرمول بندی مسئله به عنوان یک برآوردگر حداقل مربعات ارائه می شود.

$$\hat{\theta} = (X^T X)^{-1} X^T z \quad (19)$$

یک فرض معمولاً این است که ساختار مدل  $X$  شناخته شده است که در عمل چنین نیست.

### ۵- پیاده سازی

این بخش یک نمای کلی از روش پیاده سازی برای یادگیری ضرایب آیرودینامیکی از آزمایش مدل را ارائه می دهد. چارچوب را می توان به سه بخش اصلی تقسیم کرد: آموزش پرواز، آزمایش مدل و تخمین از طریق روش حداقل مربعات.

### ۶- نتایج شبیه سازی

در این بخش، یک مدل پارامتریک و مدل حداقل مربعات پیشنهادی را برای مقایسه عملکرد پیاده سازی و آزمایش می کنیم. این آزمایش ها بر روی یک هواپیمای شبیه سازی شده انجام می شود که در آن ساختار مدل دقیق مشخص است. وسیله پرند انتخاب شده هواپیمای بال بالا می باشد.

<sup>4</sup> Least squares regression

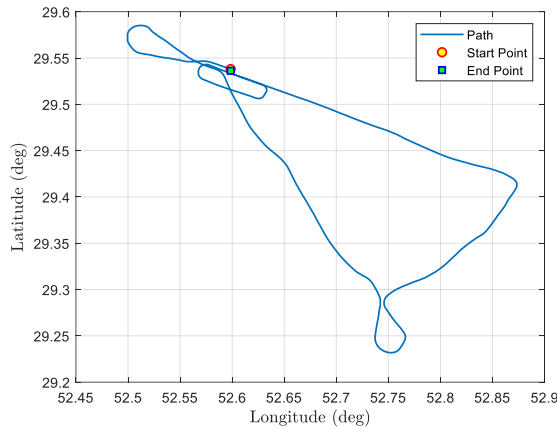
<sup>5</sup> State Response

<sup>6</sup> Instrument Error

<sup>1</sup> Observation Equations

<sup>2</sup> Ordinary Least Squares

<sup>3</sup> Maximum likelihood



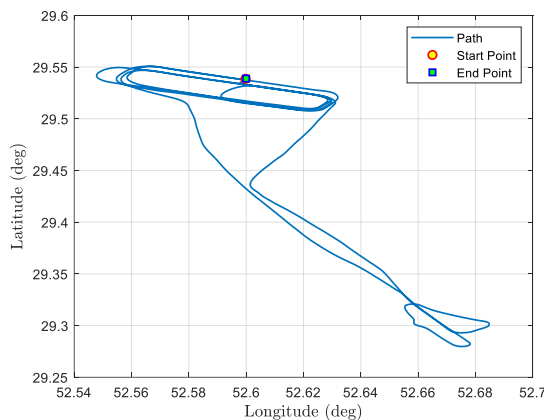
شکل ۴- مسیر طی شده مدل شبیه‌سازی شده در سیمولینک از آزمایش اول.

### ۶-۶- آزمایش ۲: آزمایش مدل

در این بخش از آزمایش مانورهای جهت آزمایش مدل انجام شد. این مانورها عبارتند از: بلندشدن، نشستن، صعود، نزول، به ثبات رساندن، انواع گردش‌ها و همچنین کاهش سرعت تا سرعت واماندگی<sup>۶</sup>. از این آزمایش تعداد ۱۸۰۸۰۸۰ داده برای یادگیری مدل سیستم نمونه‌برداری شده است. مدت‌زمان این آزمایش ۳۰۱۳ ثانیه بوده است. در هنگام انجام این آزمایش سرعت باد آرام، دما در سطح زمین ۲۳ درجه سانتی‌گراد و همچنین فشار ۱۰۱۸ میلی‌بار برابر با ۳۰۰۷ اینچ جیوه بوده است.



شکل ۵- نمایی بالا از مسیر آزمایش دوم بر فراز محل آزمایش.



شکل ۶- مسیر طی شده مدل شبیه‌سازی شده در سیمولینک از آزمایش دوم.

این آزمایش به جهت بررسی عملکرد روش حداقل مربعات انجام می‌شود. همچنین می‌توان از این آزمایش برای یادگیری پایداری وسیله پرنده و مشتقات کنترلی استفاده کرد. این آزمایش شامل دو قسمت است: نخست آموزش مدل و سپس آزمایش مدل.

آزمایش اول به جهت آموزش مدل و آزمایش دوم به جهت آزمایش مدل آموخته‌شده انجام می‌شود. در نهایت نتایج و نمودارهای مربوط به این آزمایش و تخمین با استفاده از روش حداقل مربعات ارائه شده است.

### ۶-۵- آزمایش ۱: آموزش مدل

هدف از این آزمایش، آموزش مدل است. این تحریکات شامل انجام مانورهایی توسط هواپیمای موردنظر با استفاده از سکان عمودی، افقی و شپرها می‌باشد. از سکان افقی برای حفظ پایداری هواپیما در وضعیت موردنظر استفاده می‌شود. سعی شده است از ورودی‌های متنوع برای افزایش محتوای اطلاعاتی داده‌ها استفاده شود.

آموزش مدل در فرودگاه بین‌المللی شیراز با ارتفاع ۱۵۰۰ متری از سطح دریا، انجام شده است. این آزمایش از سطح زمین، جهت انجام عمل بلندشدن تا ارتفاع ۳۴۲۴ متری از سطح دریا ادامه پیدا کرده و سپس عمل نشستن و کاهش ارتفاع تا سطح زمین انجام شده است. داده‌های آموزشی برای این آزمایش با فرکانس ۴۰۰ هرتز نمونه‌برداری شده است. از این آزمایش تعداد ۱۳۹۳۲۷۴ داده برای یادگیری مدل سیستم نمونه‌برداری شده است.

این آموزش با مانورهای بلندشدن، نشستن، صعود، نزول، به ثبات رساندن<sup>۱</sup>، گردش سریع هواپیما<sup>۲</sup>، نیم‌گردش سریع هواپیما<sup>۳</sup> و گردش استاندارد<sup>۴</sup> انجام شده است. مدت‌زمان این آزمایش ۲۵۳۳ ثانیه بوده است. در هنگام انجام این آزمایش سرعت باد آرام<sup>۵</sup>، دما در سطح زمین ۲۰ درجه سانتی‌گراد و همچنین فشار ۱۰۱۳ میلی‌بار برابر با ۲۹۹۴ اینچ جیوه بوده است. در شکل ۳ نمای مسیر طی شده وسیله پرنده از بالا نشان داده شده است.



شکل ۳- نمایی بالا از مسیر آزمایش اول بر فراز محل آزمایش.

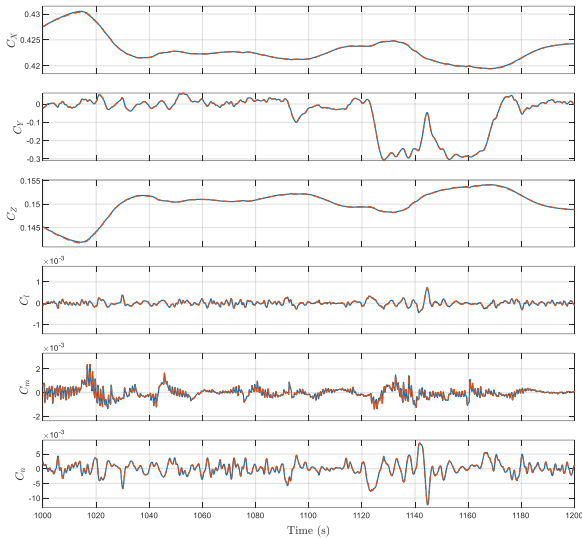
<sup>5</sup> Calm  
<sup>6</sup> Stall

<sup>1</sup> Level Off  
<sup>2</sup> Steep Turn  
<sup>3</sup> Half Steep Turn  
<sup>4</sup> Standard Turn

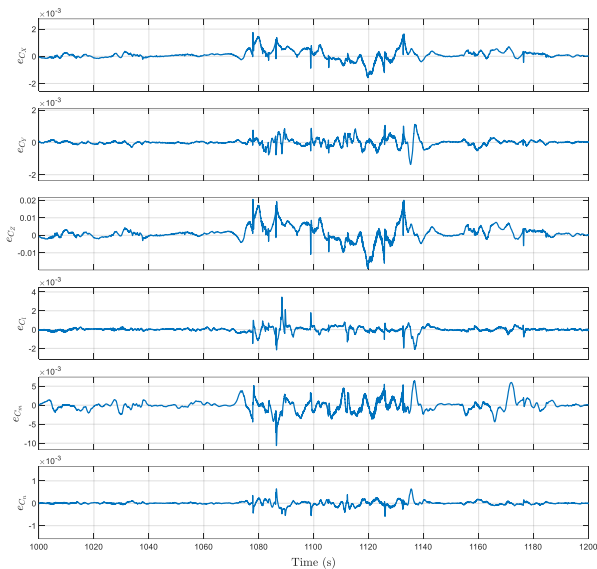
### ۱-۶- نتایج شبیه سازی

در این بخش، یک مدل پارامتریک و مدل به روش حداقل مربعات پیشنهادی را برای مقایسه عملکرد پیاده سازی و آزمایش می کنیم. آزمایش ها بر روی یک هواپیمای شبیه سازی شده انجام می شوند، جایی که ساختار مدل دقیق آن مشخص است. وسیله انتخاب شده هواپیمای بال بالای تک موتوره بوده است (شکل ۱ را ببینید). دارای ساختار بال بالا است که آن را به چالشی برای شناسایی سیستم تبدیل می کند. در این بخش دو آزمایش به عنوان آموزش مدل و یک آزمایش به عنوان آزمایش مدل در نظر گرفته شده است. این بخش تخمین های ضرایب را که برای بخش آموزش و آزمایش مدل در سیمولینک شبیه سازی شده است را ارائه می دهد. تخمین ها از مدل حداقل مربعات هستند. سپس این ضرایب با ضرایبی که از شبیه ساز غیرخطی (حقیقت زمین) به دست آمده بود، مقایسه شدند. ضرایب تخمینی پرواز آزمایشی و آموزشی شبیه سازی شده در اشکال نشان داده شده است. در اشکال ۷ و ۸ تخمین های مدل برای آزمایش اول و دوم ارائه شده است. با مشاهده این نتایج، تخمین حداقل مربعات تقریباً با پاسخ شبیه سازی شده یکسان هستند.

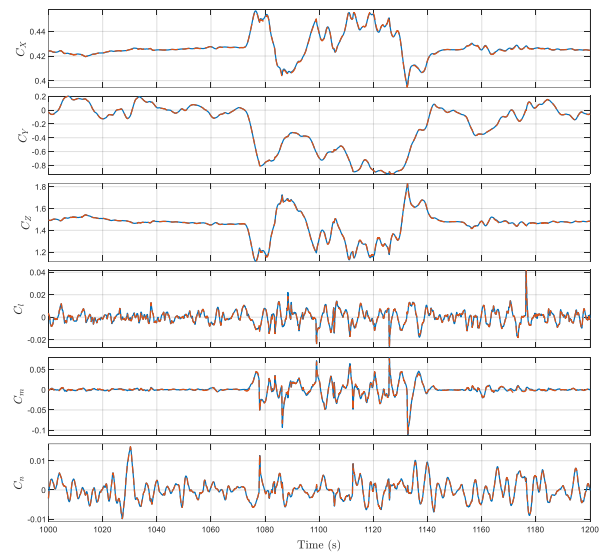
همچنین در اشکال ۹ و ۱۰ خطاهای نسبی در پارامترهای برآورد شده با مقایسه با ضرایبی که از شبیه ساز برای کل بخش پرواز آزمایشی و آموزشی شبیه سازی شده به دست می آید، محاسبه شد.



شکل ۸- ضرایب اندازه گیری شده (آبی)، استفاده از برآوردگر حداقل مربعات (قرمز خط چین) در آزمایش دوم.



شکل ۹- خطای میانگین مربعات ضرایب اندازه گیری شده و ضرایب تخمین زده شده آزمایش اول.

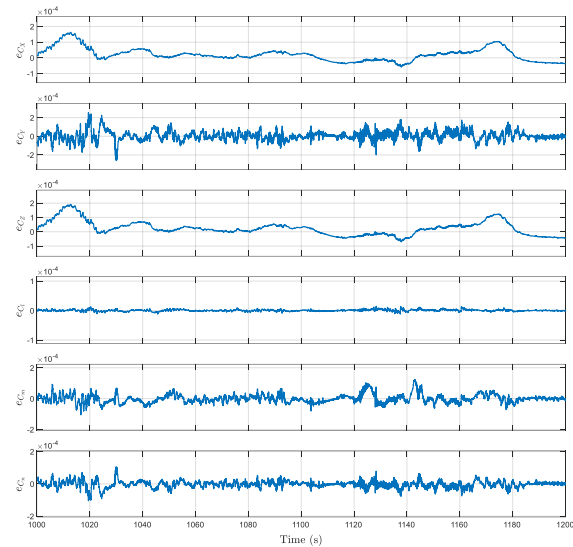


شکل ۷- ضرایب اندازه گیری شده (آبی)، استفاده از برآوردگر حداقل مربعات (قرمز خط چین) در آزمایش اول.

در مقاله، این رویکرد از طریق آموزش و آزمایش با داده‌های واقعی پرواز از یک هواپیمای بال بالا نشان داده شد. نتایج تأیید کرد که امکان استفاده از این تکنیک برای ساخت یک مدل مناسب برای یک وسیله پرنده وجود دارد. این مدل‌ها آموزنده هستند و این رویکرد می‌تواند هزینه‌های طولانی‌مدت در آزمایش‌های پرواز را کاهش دهد. به طور خاص، هنگام شناسایی پارامترهای یک هواپیمای با درجه بالایی از وابستگی متقابل مانند یک وسیله پرنده با بال بالا مفید است.

#### ۸- مراجع

- [1] P. Abbeel, A. Coates, M. Quigley, and A. Ng, "An application of reinforcement learning to aerobatic helicopter flight," *Advances in neural information processing systems*, vol. 19, 2006.
- [2] A. Coates, P. Abbeel, and A. Y. Ng, "Learning for control from multiple demonstrations," in *Proceedings of the 25th international conference on Machine learning*, 2008, pp. 144-151.
- [3] M. J. Allen, *Modeling aircraft wing loads from flight data using neural networks*. National Aeronautics and Space Administration, Dryden Flight Research Center, 2003.
- [4] J. Burken, C. Hanson, J. Lee, and J. Kaneshige, "Flight test comparison of different adaptive augmentations of fault tolerant control laws for a modified F-15 aircraft," in *AIAA Infotech@ Aerospace Conference and AIAA Unmanned... Unlimited Conference*, 2009, p. 2056.
- [5] M. B. Tischler and M. G. Cauffman, "Frequency-response method for rotorcraft system identification: flight applications to BO 105 coupled rotor/fuselage dynamics," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 37, no. 3, pp. 3-17, 1992.
- [6] T. G. Butler and D. Michel, *NASTRAN: A summary of the functions and capabilities of the NASA structural analysis computer system*. Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space ..., 1971.
- [7] J. Downs *et al.*, "Control system development and flight test experience with the MQ-8B fire scout vertical take-off unmanned aerial vehicle (VTUAV)," in *Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society*, 2007, vol. 63, no. 1: AMERICAN HELICOPTER SOCIETY, INC, p. 566.
- [8] P. Boyle and M. Frean, "Dependent gaussian processes," *Advances in neural information processing systems*, vol. 17, 2004.
- [9] V. Klein, "Estimation of aircraft aerodynamic parameters from flight data," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 26, no. 1, pp. 1-77, 1989.
- [10] R. K. Mehra, D. E. Stepner, and J. S. Tyler, "Maximum likelihood identification of aircraft stability and control derivatives," *Journal of Aircraft*, vol. 11, no. 2, pp. 81-89, 1974.
- [11] J.-H. Kim and S. Sukkarieh, "Airborne simultaneous localisation and map building," in *2003 IEEE International Conference on Robotics and Automation (Cat. No. 03CH37422)*, 2003, vol. 1: IEEE, pp. 406-411.



شکل ۱۰- خطای میانگین مربعات ضرایب اندازه‌گیری شده و ضرایب تخمین زده‌شده آزمایش دوم.

در جدول ۱ خلاصه از ۲ آزمایش انجام‌شده ارائه می‌شود.

جدول ۱- خلاصه آزمایش

Purpose	Avg Spd(km/h)	Dis (km)	Max Spd(km/h)	Max Hight(m)	آزمایش
Training	۱۹۱	۱۴۰	۲۷۰	۳۴۲۴	اول
Testing	۱۷۱	۱۴۷.۹	۲۳۹	۲۶۴۷	دوم

خلاصه نتایج در جدول ۲ برای هر دو آزمایش ذکر شده است. خطای میانه به‌دست‌آمده برای هر ضریب با استفاده از حداقل مربعات ارائه شده است.

جدول ۲- خطای میانگین مربعات ضرایب تخمین زده‌شده

$C_n$	$C_m$	$C_l$	$C_z$	$C_y$	$C_x$	$\begin{matrix} 1 \\ 2 \\ 3 \end{matrix}$
۲.۶۹۸e-۰۶	۱.۱۲۲e-۰۲	۲.۳۲۹e-۰۵	۷.۸۶e-۰۲	۱.۷۰۸e-۰۵	۵.۳۹۷e-۰۵	اول
۶.۱۹۷e-۰۵	۱.۳۶۷e-۰۶	۱.۰۲۵e-۰۶	۱.۹۶۸e-۰۶	۲.۷۰۱e-۰۶	۱.۴۰۸e-۰۶	دوم

#### ۷- نتیجه‌گیری

یک رویکرد شناسایی سیستم برای هواپیماها بر اساس روش حداقل مربعات در این مقاله ارائه شد. مدل پیشنهادی غیر پارامتریک است. در شبیه‌سازی ثابت‌شده است که عملکرد مدل با روش کلاسیک شناسایی سیستم حداقل مربعات قابل انجام است. علاوه بر این، این رویکرد وابستگی متقابل<sup>۱</sup> بین ورودی‌ها را مدل می‌کند و وابستگی بین خروجی‌ها را شناسایی می‌کند. از این‌رو، مدل‌ها نیازی به جدا شدن با توجه به حالت‌های جانبی و طولی ندارند. علاوه بر این، با گرفتن وابستگی‌ها، پوشش پرواز آن را گسترش می‌دهیم. علاوه بر این باید اشاره کرد که روش حداقل مربعات عدم قطعیت در برآوردهای پیش‌بینی‌شده را ارائه نمی‌کند بلکه مفهومی از اطمینان در مورد پارامترهای آموخته‌شده را ارائه می‌دهد. در نتیجه در مورد اعتبار پیش‌بینی‌ها نظر نمی‌دهد.

<sup>1</sup> Cross Coupling