

تخمین ضرایب آیرودینامیکی هواپیما با روش حداقل مربعات بهبود یافته بر مبنای داده های آزمایشی

چکیده: این مقاله با هدف بررسی پایداری و تخمین ضرایب آیرودینامیکی هواپیما بر مبنای داده های پرواز آزمایشی تهیه شده است. روش حداقل مربعات پیشنهادی برای تخمین این ضرایب با استفاده از داده های واحد اندازه گیری اینرسی (IMU) و سامانه موقعیت یاب جهانی (GPS) مورد استفاده قرار گرفته است. این پژوهش برای نخستین بار تخمین این ضرایب را بر روی یک هواپیمای بال بالا و در مانورهای پروازی مختلف اعم از: بلند شدن، نشست، انواع گردش ها و با بهره گیری از داده های پاسخ زمانی و فرکانسی مبتنی بر داده های پرواز حقیقی اجرا کرده است. در این مقاله تطابق مسیر پروازی ضبط شده هواپیما با مسیر پروازی رسم شده از خروجی نرم افزار MATLAB ارزیابی شده است و خروجی مدل تطابق مسیر پروازی را تأیید کرده است. همچنین، برای بهبود تخمین ضرایب آیرودینامیکی، تغییری در روش حداقل مربعات با استفاده از ورودی های گذشته برای تخمین یک مقدار اعمال شده است. روش توضیح داده شده در این مقاله در 5 آزمایش با استفاده از داده های پروازی واقعی از هواپیما ارزیابی شده است. در نهایت، حداکثر خطای تخمین ایجاد شده توسط روش بهبود یافته 6/7% است که مربوط به ضریب ممان پیشی بوده است.

واژه های راهنما: تخمین ضرایب آیرودینامیکی، روش حداقل مربعات، شناسایی سیستم، بررسی میدانی، هواپیمای بال بالا

عطا عمادیان

دانشجوی کارشناسی ارشد

محمدرضا سجادی

استادیار،

دانشکده مهندسی مکانیک،

دانشگاه شیراز، شیراز

مقاله علمی پژوهشی

دریافت: 1402/07/16

بازنگری: 1402/09/13

پذیرش: 1402/10/23

Ata Emadian
MSc. Student

**Mohammad Reza
Sajjadi***

Assistant Professor,
School of Mechanical
Engineering,
Shiraz University,
Shiraz

Estimating aerodynamic coefficients of aircraft by improved least squares method based on experimental data

Abstract: This article aims to investigate the stability and estimate the aerodynamic coefficients of an aircraft based on experimental flight data. The least squares method was used to estimate these coefficients by using data from an inertial measurement unit (IMU) and global positioning system (GPS). This research, for the first time, has estimated these coefficients for a high-wing aircraft and during various flight maneuvers, including takeoff, landing and variant turns. It has been conducted utilizing time and frequency response data based on actual flight. In this article, the match between the recorded flight path of the aircraft and the flight path plotted by MATLAB software output was evaluated, and the output of the flight path model confirmed this match. Moreover, to improve the estimation of aerodynamic coefficients, the least squares method was modified using past inputs to estimate a value. The method explained in this article was evaluated in 5 experiments using actual flight data from the aircraft. Finally, the maximum estimation error generated by the modified method is 6.7%, which was related to the pitching moment coefficient.

Keywords: Estimation of aerodynamic coefficients, Least squares method, System Identification, Field investigation, High Wing aircraft

1- مقدمه

استفاده از داده‌های تجربی پروازی نسبت به روش‌های تونل باد و نرم‌افزارهای کامپیوتری دارای مزایای مهمی است. این داده‌ها باعث دستیابی به دقت و واقعیت بیشتر در محاسبه ضرایب آیرودینامیکی می‌شوند، زیرا شرایط واقعی پرواز را با تمام عوامل ناپایداری جریان هوا و توربولانس‌ها بررسی می‌کند. همچنین، این روش از نظر اقتصادی و زمانی بهتر از تونل باد است؛ زیرا به تجهیزات گران‌قیمت و آزمون‌های آیرودینامیکی طولانی‌مدت نیاز ندارد و امکان تنظیم شرایط آزمایش در طول پرواز را فراهم می‌سازد.

ژانگ و همکاران یک روش ارزیابی کمی را برای امنیت پرواز آزمایشی بر اساس تئوری فازی پیشنهاد و ارزیابی جامعی از عوامل ایمنی ارائه می‌کند [6]. پاموک استفاده از روش‌های چابک را در آزمایش‌های پروازی بررسی می‌کند و کاربرد یک مدل چابک را پیشنهاد می‌کند [7].

ژینگ و همکاران عوامل انسانی را در حوادث هوایی با استفاده از شبیه‌سازهای پرواز، با تمرکز بر حجم کار و رفتار خلبانان در سناریوهای حوادث ناگهانی تجزیه و تحلیل می‌کند [8]. کوناکی و همکاران تحقیقاتی را در مورد فرود دقیق مولتی کوپترها و پهپادهای عمود پرواز بر روی سکوها فرود متحرک ارائه می‌کند که با استفاده از فیلتر گسترده کالمن و سیستم UWB¹ به دقت فرود بالا دست می‌یابد [9].

آلانز و همکاران با توجه به اهمیت ضرایب آیرودینامیکی اقدام به تخمین ضرایب آیرودینامیکی یک هواپیمای بدون سرنشین عمود پرواز با در نظر گرفتن باد، کرده‌اند. بدین منظور ابتدا در یک شبیه‌ساز رباتیک تحت عنوان گازبو² حرکت پهپاد مدل‌سازی شده و سپس در شرایط واقعی این مدل آزمایش و ضرایب آیرودینامیکی در این شرایط تخمین زده شده است [10]. شمای جسم مورد استفاده در این پژوهش یک پهپاد بود.

در این پژوهش از یک هواپیمای سرنشین دار و بال بالا برای نخستین بار از روش پیشنهادی و در آزمایشات استفاده شد.

کومار و غوش، روشی برای تخمین پارامترهای آیرودینامیکی از داده‌های پروازی یک هواپیمای تجاری ارائه می‌کنند. آنها تنها از مانورهای محدود در پرواز استفاده کرده‌اند. در مقابل، در این پژوهش با انجام مانورهای گسترده‌تر و غیر معمول (مانند: کاهش سرعت تا واماندگی، گردش‌های سریع، پرواز با حداقل سرعت و غیره) مدل جامع‌تری از سیستم در محدوده وسیع‌تری از شرایط پروازی ارائه شد [11].

برآورد ضرایب آیرودینامیکی با استفاده از داده‌های حقیقی پرواز یک حوزه فعال تحقیقاتی در صنعت هوافضا است. این پژوهش مطالعه‌ای را در مورد تخمین ضرایب آیرودینامیکی هواپیما با استفاده از داده‌های پروازی ارائه می‌دهد. هدف از این پژوهش بهبود درک رفتار دینامیکی هواپیما در پرواز و کمی کردن روابط بین ورودی‌های کنترلی و حرکت هواپیما است. در این تحقیق، از داده‌های پرواز آزمایشی جمع‌آوری شده از هواپیما در طول مانورهای مختلف پروازی برای تخمین ضرایب آیرودینامیکی استفاده شده است. در این پژوهش از ترکیب داده‌های تجربی و مدل‌سازی با استفاده از روش حداقل مربعات پیشنهادی برای تخمین ضرایب آیرودینامیکی استفاده شده است.

جانسون و همکاران، در این تحقیق از داده‌های آنلاین برای پیاده‌سازی حداقل مربعات معمولی استفاده کرده‌اند، اما از داده‌های تاخیر یافته استفاده ننموده‌اند. در مقایسه این پیاده‌سازی در کتابخانه‌های پرطرفدار پایتون، تفاوت‌های قابل توجهی در نتایج آن‌ها مشاهده شده است [1]. یانگ روش‌های المان محدود حداقل مربعات ناپیوسته را برای مسائل الاستیسیته خطی روی مش‌های نامناسب، با در نظر گرفتن شرایط مختلف و الزامات مختلف، پیشنهاد و تحلیل می‌کند [2]. کای و همکارانش بر روی روش‌های المان محدود حداقل مربعات تطبیقی برای مسائل انتشار و اکنش تحت همرفت تمرکز دارد و تخمین‌ها و خطا را ارائه می‌کند [3]. لی و همکارانش یک روش المان محدود حداقل مربعات تثبیت شده را برای کاهش رفتار نوسانی در تقریب چند جمله‌ای ارائه می‌دهد [4]. حل دوگانه معادلات دیفرانسیل جزئی باعث افزایش حجم محاسبات در این روش گردیده است. در روش پیشنهادی در این پژوهش حجم محاسبات حتی با توجه به در نظر گرفتن وابستگی زمانی بین داده‌ها، کاهش یافته است.

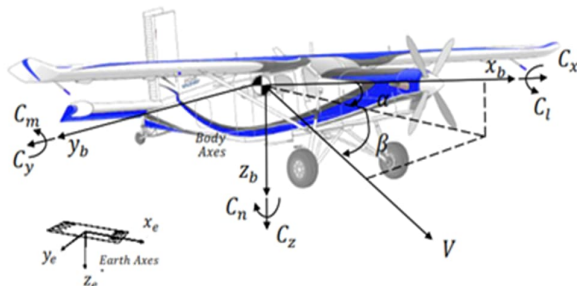
در پژوهش سجادی و عمادیان، ضرایب آیرودینامیکی یک هواپیما با استفاده از روش حداقل مربعات با داده‌های تأخیر یافته تخمین زده شده و با روش حداقل مربعات معمولی مقایسه شده است. برای به‌دست‌آوردن انحراف سطوح فرمان از شبیه‌سازی مسیر حرکت در نرم‌افزار سیمولینک استفاده شده و ورودی دسته‌گاز به‌صورت ثابت در نظر گرفته شده است [5]. در پژوهش حاضر، از اندازه‌گیری دقیق انحراف سطوح فرمان و ورودی متغیر دسته‌گاز در طول پرواز استفاده شده است. نمودار انحراف سطوح فرمان و تغییرات دسته‌گاز در این پژوهش ارائه شده است.

² Gazebo¹ Ultra Wide Band

برای مدل‌سازی این هواپیما از داده‌های حقیقی هواپیما در مانورهای پروازی گسترده و خاص اعم از: پرواز تا سرعت واماندگی، انواع گردش‌ها، سرعت با حداقل پرواز و غیره استفاده شده است. ثانیاً، پژوهش به بررسی تطابق مسیر پروازی ضبط شده هواپیما با مسیر پروازی رسم شده از خروجی نرم‌افزار متلب پرداخته است. نتایج نشان داده‌اند که خروجی مدل به طور کامل تطابق مسیر پروازی را تأیید کرده و این ارتباط باعث افزایش اعتماد به دقت و اعتبار پژوهش می‌شود.

2- تئوری پژوهش

مروری بر دینامیک هواپیما و نظریه پژوهش در این بخش ارائه شده است. فریم‌های مرجع، چارچوب‌ها، نیروها و گشتاورهای اعمال شده بر روی هواپیما در شکل (1) نشان داده شده است.



شکل 1 فریم‌های مرجع هواپیمای بال بالا در محورهای بدنی¹ (x_b, y_b, z_b) و محورهای زمین (x_e, y_e, z_e)

معادلات حالت پیوسته و خروجی را می‌توان به صورت معادلات (1) و (2) 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 عبارت $h \in \mathbb{R}^{n_h}$ نشانگر بردار حالت، عبارت $u \in \mathbb{R}^{n_u}$ اشاره به ورودی کنترلی، $j \in \mathbb{R}^{n_o}$ به خروجی سیستم و w نشان‌دهنده نویز سیستم با میانگین صفر است. تمام فرایندها از زمان τ_0 تا زمان $\tau \geq \tau_0$ متغیر است. نمایش کلی مدل پرواز شامل توابع $\kappa(\cdot)$ و $\lambda(\cdot)$ می‌شود. برای مدل‌سازی هواپیما، فرض می‌شود که این وسیله به عنوان یک جسم صلب عمل می‌کند، به گونه‌ای که حرکت کلی آن با استفاده از قانون دوم نیوتن قابل توصیف است.

دای و همکاران باتوجه به نیاز پارامترهای آیرودینامیکی در طراحی سیستم کنترل هواپیمای الکتریکی، یک الگوریتم شناسایی پارامترهای آیرودینامیکی بر اساس تخمین حداکثر احتمال ارائه شده است. ابتدا از مدل آیرودینامیک خطی برای استخراج معادله حالت و معادله مشاهده مورد نیاز برای شناسایی استفاده می‌شود. سپس بر اساس معیار تخمین حداکثر احتمال و ترکیب آن با الگوریتم بهینه‌سازی نیوتن - رافسون، شناسایی پارامترهای آیرودینامیکی انجام می‌شود [12].

وانگ و همکاران یک روش جدید برای شناسایی پارامترهای آیرودینامیکی هواپیما با استفاده از روش شناسایی گام به گام و ترکیبی ارائه داده‌اند. این روش شامل حل پارامترهای آیرودینامیکی توسط معادلات تعادل و شناسایی آنها به صورت مرحله‌ای است [13].

ورما و پیادا، شبکه‌های عصبی بازگشتی برای تخمین پارامترهای آیرودینامیکی طولی مورد بررسی قرار داده‌اند. نشان داده شده است که رویکرد شبکه‌های عصبی بازگشتی برای نمایش مدل فضای حالت قابل قبول است و می‌تواند برای نمایش مشتقات آیرودینامیکی استفاده شود. در این پژوهش کارایی روش شبکه‌های عصبی بازگشتی با استفاده از داده‌های پرواز شبیه‌سازی شده و داده‌های پرواز واقعی نشان داده شده است [14]. تحقیق بر روی مدل‌سازی آیرودینامیکی هواپیمای متقارن با استفاده از روش حداقل مربعات متعامد انجام شده است. الگوریتم حداقل مربعات متعامد، همراه با کاهش خطا، برای مدل‌سازی ضرایب آیرودینامیکی غیرخطی و برآورد پارامترها استفاده شده است. روش پیشنهادی بر روی هواپیمای F-16 در طول مانورهای دامنه بزرگ آزمایش شده است [15].

یکی دیگر از پیشرفت‌های اخیر استفاده از رویکردهای مبتنی بر مدل است که در آن از مدل‌های ریاضی برای توصیف رفتار دینامیکی هواپیما و روابط بین ورودی‌های کنترل و حرکت هواپیما استفاده می‌شود. مدل‌ها با استفاده از داده‌های آزمایش پرواز پارامترسازی می‌شوند و ضرایب آیرودینامیکی به عنوان بخشی از این فرایند برآورد می‌شوند.

نوآوری در این پژوهش از دو جهت حائز اهمیت است. اولاً، از روش حداقل مربعات پیشنهادی با بهره‌گیری از ورودی‌های گذشته و با در نظر گرفتن وابستگی زمانی بین داده‌ها برای مدل‌سازی و تخمین ضرایب آیرودینامیکی یک هواپیمای بال بالا استفاده شده است. این رویکرد، امکان بهبود دقت و کارایی مدل را فراهم می‌کند.

¹ Body Axes

1-2- دینامیک هواپیما

2-2- نیروها و گشتاورهای اعمال شده

با استفاده از قانون دوم نیوتن در شکل‌های انتقالی و چرخشی، نیروهای F_x ، F_y و F_z در فرم اجزای محور دستگاه بدنی¹ را می‌توان با معادلات (3) - (5) به دست آورد (روابط این بخش از مرجع [16] انتخاب شده است).

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

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

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

در اینجا، اجزای برداری شامل $\mathbf{V}_b = [u, v, w]$ مؤلفه‌های سرعت انتقالی هواپیما در دستگاه بدنی، $\boldsymbol{\omega}_b = [p, q, r]$ نرخ چرخش هواپیما در دستگاه بدنی و m جرم شمای جسم² است. باتوجه به ممان‌های اینرسی هواپیما، نرخ‌های زاویه‌ای و شتاب‌های زاویه‌ای، ممان‌ها طبق معادلات (6) تا (8) تعریف می‌شوند:

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

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

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

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

در جدول (1) درایه‌های ماتریس اینرسی هواپیمای مورد نظر در آزمایش گزارش شده است.

جدول 1 ممان اینرسی هواپیمای مورد نظر در آزمایش

درایه‌های ماتریس اینرسی	
$I_{xx} (Kg.m^2)$	1285
$I_{yy} (Kg.m^2)$	1824
$I_{zz} (Kg.m^2)$	2666
$I_{xz} (Kg.m^2)$	0

نیروها و گشتاورهای اعمال شده در سمت چپ معادلات (3) تا (8) از آیرودینامیک وسیله پرنده، گرانش و نیروی محرکه ناشی می‌شوند. ورودی‌های اولیه شامل کنترل غلت، فراز و سمت هواپیما به ترتیب از شهپرها، سکان افقی و سکان عمودی ناشی می‌شوند. از آنجاکه نیروی گرانشی از طریق مرکز جاذبه عمل می‌کند و به‌صورت یکنواخت در نظر گرفته می‌شود، هیچ گشتاور گرانشی روی شمای جسم تولید نمی‌شود؛ بنابراین معادلات فوق را می‌توان به‌عنوان مؤلفه‌های دستگاه بدنی برای نیروها و گشتاورهای اعمال شده به‌صورت معادلات (9) و (10) نوشت:

$$\mathbf{F}_G + \mathbf{F}_T + \mathbf{F}_A = m\dot{\mathbf{V}}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times m\mathbf{V}_b \quad (9)$$

$$\mathbf{M}_T + \mathbf{M}_A = \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_b \quad (10)$$

نیروهای اعمال شده در این معادلات از نیروی گرانش (\mathbf{F}_G)، رانش (\mathbf{F}_T) و آیرودینامیک (\mathbf{F}_A) ناشی می‌شوند. گشتاورها نیز حاصل رانش (\mathbf{M}_T) و آیرودینامیک (\mathbf{M}_A) هستند. سهم نیروی گرانش در شکل برداری همانند معادله (11) است:

$$\mathbf{F}_G = \begin{bmatrix} -mgsin(\theta) \\ mgsin(\phi)\cos(\theta) \\ mg\cos(\phi)\cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (11)$$

در این رابطه، ϕ و θ نمایانگر زوایای اوپلر هستند. در این فرمول وابستگی اجزای نیروی گرانش به جهت‌گیری هواپیما نسبت به محور زمین را نشان داده می‌شود. نیروی رانش موتور به شرح معادله (12) است.

$$\mathbf{F}_T = T \begin{bmatrix} \Gamma_{Tx} \\ \Gamma_{Ty} \\ \Gamma_{Tz} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$\Gamma_{T(i)}$ به عنوان ثابت چرخش افست خط رانش³ تعریف می‌شود و رانش موتور با تابع $T = f(\Omega, V)$ توصیف می‌شود که تابعی از سرعت چرخش موتور هواپیما (Ω) و سرعت هواپیما (V) است. گشتاور رانش موتور توسط معادله (13) بیان می‌شود.

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

³ Thrust-line Offset Rotation Constants¹ Body Coordinates Frame² Platform

است. سایر پارامترها با توجه به سرعت واقعی V ، میانگین وتر آیرودینامیکی بال \bar{c} و دهانه بال b بدون بعد هستند.

3-1- رهیافت تخمین پارامتر

این رهیافت شامل یافتن مقادیر پارامتر مدل ناشناخته Θ برای یک ساختار مدل فرضی بر اساس اندازه‌گیری مشاهدات نویز \mathbf{z} است. برآوردگر تابعی از این مشاهدات است که مقدار تخمینی $\hat{\Theta}$ را برای پارامترهای ناشناخته Θ ایجاد می‌کند.

برای مدلی که خطی فرض می‌شود، خروجی y توسط معادله (16) داده می‌شود.

$$\mathbf{y} = \mathbf{X}\Theta \quad (16)$$

در اینجا ماتریس \mathbf{X} ورودی سیستم است که عبارت است از:

$$\mathbf{X} = [V \quad \dot{V} \quad \omega \quad \alpha \quad \beta \quad \phi \quad \theta \quad \psi \quad \delta]$$

معادله مشاهده‌گر³ مطابق معادله (17) عبارت است از:

$$\mathbf{z} = \mathbf{X}\Theta + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (17)$$

در فرمول بالا، متغیر \mathbf{z} نمایانگر مشاهدات انجام‌شده و متغیر $\boldsymbol{\varepsilon}$ نمایانگر نویز اندازه‌گیری است. این مشاهدات می‌توانند با ترتیب مجدد معادلات (9) تا (14) به دست آیند و می‌توانند به صورت معادلات (18) و (19) نمایش داده شوند:

$$\mathbf{z}_F = \frac{1}{\bar{q}S} [(m\dot{\mathbf{V}}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times m\mathbf{V}_b) - \mathbf{F}_G - \mathbf{F}_T] \quad (18)$$

$$\mathbf{z}_M = \frac{1}{\bar{q}S\zeta} [(\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_b) - \mathbf{M}_T] \quad (19)$$

در معادله (18) $\mathbf{z}_F = [C_X \quad C_Y \quad C_Z]$ و در معادله (19) $\mathbf{z}_M = [C_l \quad C_m \quad C_n]$ می‌باشد. مقدار ζ برای محاسبه C_m برابر مقدار \bar{c} و برای محاسبه C_l و C_n برابر مقدار b می‌باشد.

اکنون، تخمین $\hat{\Theta}$ را می‌توان با حل معادله (17) به دست آورد. در نهایت برآورد خروجی $\hat{\mathbf{y}}$ را می‌توان بر اساس مدل برآورد شده همانند معادله (20) بازسازی کرد.

$$\hat{\mathbf{y}} = \mathbf{X}\hat{\Theta} \quad (20)$$

Γ_{CG} انحراف خط رانش نسبت به مرکز جاذبه (CG) هواپیما را نمایش می‌دهد. در نهایت مشکل شناسایی سیستم به تعیین نیروهای آیرودینامیکی (\mathbf{F}_A) و گشتاورها (\mathbf{M}_A) کاهش می‌یابد. این نیروها را می‌توان برحسب ضرایب بی‌بعد توسط معادله (14) بیان کرد:

$$\mathbf{F}_A = \bar{q}S \begin{bmatrix} C_X \\ C_Y \\ C_Z \end{bmatrix} \quad \mathbf{M}_A = \bar{q}S \begin{bmatrix} bC_l \\ \bar{c}C_m \\ bC_n \end{bmatrix} \quad (14)$$

در این معادله، S ناحیه مرجع بال، b دهانه بال، $\bar{q} = \frac{1}{2}\rho V^2$ فشار دینامیکی، ρ چگالی هوا، V سرعت و \bar{c} میانگین وتر آیرودینامیکی بال است. میانگین وتر آیرودینامیکی¹ به میانگین وتر بال در یک ناحیه خاص از بال یا برخی از بخش‌های آن اطلاق می‌شود.

ضرایب بی‌بعد نیرو ($C_X \quad C_Y \quad C_Z$) و گشتاور ($C_l \quad C_m \quad C_n$) به طور غیرخطی به مؤلفه‌های سرعت انتقالی و زاویه‌ای، زاویه برخورد با جریان هوا² نسبت به بدنه هواپیما، انحرافات سطوح کنترلی و سایر کمیت‌های بی‌بعد بستگی دارند [17]. این وابستگی معمولاً به صورت ریاضی با استفاده از روش‌های شناسایی سیستم پارامتریک همان‌طور که در [18] و [19] ارائه شده است، مشخص می‌شود.

3- مدل آیرودینامیک

ضرایب آیرودینامیکی بی‌بعدی که در معادله (14) ارائه شده‌اند، می‌توانند به دو دسته حالت طولی و حالت جانبی تقسیم شوند. حالت‌های طولی شامل نیروی روبه‌جلو C_X ، نیروی رو به پایین C_Z ، گشتاور فراز C_m . حالت‌های جانبی شامل نیروی جانبی C_Y ، گشتاور غلت C_l و گشتاور سمت C_n .

ضرایب طولی در درجه اول به حالات طولی و ورودی سکان افقی و ضرایب جانبی به حالات جانبی و ورودی سکان عمودی هواپیما بستگی دارد. وابستگی عملکردی را می‌توان به صورت معادله (15) نمایش داد:

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

برای $i = X, Y, Z, l, m, n$ ، زاویه حمله α ، زاویه لغزش جانبی β و δ نشان‌دهنده تمام ورودی‌های کنترل اعمال‌شده

³ Observer Equation

¹ Mean aerodynamic chord

² Air-relative velocity

3-2- مدل پارامتری

• $\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon(1) \ \varepsilon(2) \ \dots \ \varepsilon(M)]^T$ بردار اندازه گیری
خطا $M \times 1$ می باشد.

بردار رگرسیون شامل ساختار مدل فرضی و توابع متغیرهای مستقل است. همان طور که قبلاً ذکر شد، برای مدل حداقل مربعات هیچ احتمال مرتبطی روی پارامترهای مدل $\boldsymbol{\theta}$ یا نویز اندازه گیری $\boldsymbol{\varepsilon}$ وجود ندارد. با این وجود، $\boldsymbol{\varepsilon}$ با میانگین صفر و واریانس ثابت فرض می شود. این موضوع را می توان به صورت زیر نشان داد:

$$E(\boldsymbol{\varepsilon}) = 0 \quad (23)$$

$$E(\boldsymbol{\varepsilon}\boldsymbol{\varepsilon}^T) = \sigma^2 \mathbf{I} \quad (24)$$

اکنون تخمین گر $\boldsymbol{\theta}$ را می توان با حداقل رساندن مجموع مربعات خطا بین اندازه گیری ها و مدل تعیین کرد.

$$J(\boldsymbol{\theta}) = \frac{1}{2} (\mathbf{z} - \mathbf{X}\boldsymbol{\theta})^T (\mathbf{z} - \mathbf{X}\boldsymbol{\theta}) \quad (25)$$

$$\frac{\partial J}{\partial \boldsymbol{\theta}} = -\mathbf{X}^T \mathbf{z} + \mathbf{X}^T \mathbf{X} \hat{\boldsymbol{\theta}} = \mathbf{0} \quad (26)$$

تابع هزینه به شکل $J(\boldsymbol{\theta})$ در معادله (25) ارائه شده است و با کمینه کردن خطا در تابع هزینه و حل معادله (26) می توان به تخمین پارامتر $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ دست یافت. حاصل تخمین گر حداقل مربعات معمولی به شکل زیر می باشد:

$$\hat{\boldsymbol{\theta}} = (\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1} \mathbf{X}^T \mathbf{z} \quad (27)$$

باید توجه داشت که $(\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1}$ یک ماتریس عادی با بردارهای ویژه متعامد⁶ است. مشکلات در ماتریس $(\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1}$ زمانی پیش می آید که رگرسیون های متشکل از ماتریس \mathbf{X} دارای درجه بالایی از همبستگی⁷ هستند و همچنین مستقل خطی نمی باشند. در این حالت ممکن است مقادیر ویژه نزدیک به صفر باشند. هنگامی که پارامترها برآورد شدند، فرمول اندازه گیری می تواند به صورت زیر بازسازی شود:

$$\hat{\mathbf{z}} = \mathbf{X} \hat{\boldsymbol{\theta}} \quad (28)$$

که در آن $\hat{\mathbf{z}}$ تخمین اندازه گیری است. ماتریس کوواریانس مربوط به پارامتر تخمینی $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ یا خطای تخمین $\hat{\boldsymbol{\theta}} - \boldsymbol{\theta}$ به شکل زیر محاسبه می شود:

عبارات مربوط به ضرایب مدل در معادله (17) با روش های مختلفی مانند حداقل مربعات معمولی [19]، حداکثر احتمال [18] و حداقل مربعات بازگشتی [20] قابل محاسبه هستند. در این مقاله، ضرایب مدل با فرمول بندی مسئله به عنوان یک برآوردگر حداقل مربعات ارائه می شود (روابط این بخش از مرجع [21] انتخاب شده است).

$$\hat{\boldsymbol{\theta}} = (\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1} \mathbf{X}^T \mathbf{z} \quad (21)$$

4- مدل سازی سیستم با روش حداقل مربعات

4-1- مفروضات

به منظور ساده سازی مدل، مفروضات خاصی در نظر گرفته شده است که این مفروضات عبارتند از: اولاً، ورودی های سیستم، فرایندهای مستقل و ثابتی¹ هستند. این بدان معنی است که توزیع احتمال مشترک² در فضای ورودی تغییر نمی کند. ثانیاً فرآیند زیربنایی قبلی³ دارای میانگین صفر است.

4-2- برآوردگر حداقل مربعات

در روش حداقل مربعات، مجموع مجذور خطای بین مقدار تخمین زده شده و مقدار اندازه گیری شده به حداقل می رسد. این موضوع هیچ اظهار نظر احتمالی در مورد پارامترها و نویز اندازه گیری شده در اختیار ما قرار نمی دهد. با این حال، اگر نویز گاوسی فرض شود، مدل حداقل مربعات به مدل فیشر⁴ تبدیل می شود که برآوردگر حداکثر احتمال⁵ است [17]. فرم عمومی معادله که برای حداقل مربعات باید به صورت بردار و ماتریس حل گردد، به شکل زیر است:

$$\mathbf{z} = \mathbf{X}\boldsymbol{\theta} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (22)$$

در عبارت فوق:

$$\mathbf{z} = [z(1) \ z(2) \ \dots \ z(M)]^T \bullet$$

$$\boldsymbol{\theta} = [\theta_0 \ \theta_1 \ \dots \ \theta_D]^T \bullet$$

$$\mathbf{X} = [1 \ \kappa_1 \ \dots \ \kappa_D]^T \bullet$$

⁵ Maximum likelihood estimator

⁶ Orthogonal eigenvectors

⁷ Correlation

¹ Stationary

² Joint probability distribution

³ Prior underlying process

⁴ Fisher model

این معیار نمایانگر دقت برآوردها و دارای عبارات قطری \mathbf{D}^5 می‌باشد: d_{jj} کران پایینی کرامر-رائو برای پارامتر θ_j می‌باشد که در آن $j = 1, 2, \dots, D$ و D تعداد کل رگرسیون‌ها را نشان می‌دهد.

$$\varphi_j = \sqrt{d_{jj}} \quad (35)$$

این معیار نمایانگر بهترین دقت ممکن برای θ_j با استفاده از اطلاعات موجود در داده‌های اندازه‌گیری z است. اگر θ_j قابل مشاهده باشد، مقدار φ_j کوچک خواهد بود، در حالی که اگر θ_j بزرگ باشد، پارامتر θ_j در این مورد مقادیر کمتری خواهند داشت.

یکی از مشکلات مرتبط با رگرسیون حداقل مربعات این است که این روش فاقد معیار مرتبط با کیفیت پیش‌بینی می‌باشد. به عبارت دیگر، پیش‌بینی‌های انجام شده برای اسکالرها در هر نقطه آزمایش به طور کامل بدون معیار اطمینان یا توزیع پیش‌بینی کامل نمایش داده می‌شود.

5- پیاده‌سازی

این بخش یک نمای کلی از روش پیاده‌سازی برای یادگیری ضرایب آیرودینامیکی از آزمایش مدل را ارائه می‌دهد. چارچوب را می‌توان به سه بخش اصلی تقسیم کرد: آموزش مدل، آزمایش مدل و تخمین از طریق روش حداقل مربعات.

آزمایش مدل برای شناسایی سیستم معمولاً شامل انجام مانورهای برای به حداکثر رساندن محتوای اطلاعات و جمع‌آوری داده‌های پروازی است. در مرحله بعد از ورودی و خروجی سیستم برای یادگیری فرآیندهای مدل پرواز استفاده می‌شود. در نهایت، مدل حداقل مربعات برای تخمین ضرایب آیرودینامیکی با توجه به ورودی‌های سیستم استفاده می‌شود. تمرکز این پژوهش بر آموزش مدل و استنتاج است.

نیروهای آیرودینامیکی حاصل و گشتاورها را می‌توان با استفاده از معادله (14) محاسبه کرد. سپس به همراه بردار گرانش و مدل رانش برای محاسبه کل نیروها و گشتاورهای اعمال شده بر روی شمای جسم استفاده می‌شود. با استفاده از تخمین‌های جدید $\{\mathbf{F}(\cdot), \mathbf{M}(\cdot)\}$ و بردار وضعیت فعلی هواپیما، مشتقات حالت را می‌توان تعیین کرد. اکنون می‌توان از خروجی

$$\text{cov}(\hat{\boldsymbol{\theta}}) = E[(\hat{\boldsymbol{\theta}} - \boldsymbol{\theta})(\hat{\boldsymbol{\theta}} - \boldsymbol{\theta})^T] \quad (29)$$

$$= E[(\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1} \mathbf{X}^T (\mathbf{z} - \hat{\mathbf{y}})(\mathbf{z} - \hat{\mathbf{y}})^T \mathbf{X} (\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1}] \quad (30)$$

از ماتریس بالا، می‌توان کرانه‌های کرامر - رائو¹ که جذر عناصر مورب² هستند را تعیین کرد [22]. کران‌های کرامر-رائو از این رو مهم هستند که یک شاخص کلیدی برای شناسایی پارامترها هستند. این معیار بهترین دقت ممکن برای $\boldsymbol{\theta}$ از اطلاعات موجود در داده‌های اندازه‌گیری z است [23]. این موضوع از این رو مهم است که اگر هیچ عملکردی در پاسخ‌های اندازه‌گیری شده وجود نداشته باشد، هیچ اطلاعاتی در \mathbf{X} وجود نخواهد داشت که بتوان از آن برای شناسایی $\boldsymbol{\theta}$ استفاده کرد؛ بنابراین هرچه پاسخ بزرگ‌تر یا نسبت سیگنال به نویز بزرگ‌تر باشد، اطلاعات بیشتری برای شناسایی پارامترها وجود دارد. این موضوع را می‌توان با دانستن مقدار اطلاعات جمع‌آوری شده در داده‌های اندازه‌گیری شده نیز تعیین کرد. این رویکرد، جایگزین استفاده از حداکثر احتمال³ است. ابتدا باید حساسیت $\mathbf{z}(i)$ به $\boldsymbol{\theta}$ تعیین شود. ماتریس حساسیت $\mathbf{S}(i)$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\mathbf{S}(i) = \left. \frac{\partial \mathbf{z}(i)}{\partial \boldsymbol{\theta}} \right|_{\boldsymbol{\theta}=\hat{\boldsymbol{\theta}}} \quad (31)$$

که در آن $i = 1, 2, \dots, M$. همچنین ماتریس کوواریانس نویز \mathbf{R} عبارت است از:

$$\mathbf{R} = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (\mathbf{z}(i) - \hat{\mathbf{y}}(i))^T (\mathbf{z}(i) - \hat{\mathbf{y}}(i)) \quad (32)$$

با ترکیب معادلات (25) و (26) می‌توان ماتریس اطلاعات \mathbf{M} را به دست آورد. این یک اندازه‌گیری مستقیم از اطلاعات موجود در داده‌ها است و توسط فرمول زیر داده می‌شود:

$$\mathbf{M} = \sum_{i=1}^M \mathbf{S}(i)^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{S}(i) \quad (33)$$

معکوس معادله (33) ماتریس پراکندگی \mathbf{D}^4 است که با ماتریس کوواریانس $\boldsymbol{\theta}$ مطابقت دارد و کران پایینی کرامر - رائو را می‌توان از آن یافت. ماتریس پراکندگی عبارت است از:

$$\mathbf{D} = \mathbf{M}^{-1} = \left[\sum_{i=1}^M \mathbf{S}(i)^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{S}(i) \right]^{-1} \quad (34)$$

⁴ Dispersion matrix

⁵ Diagonal elements

¹ Cramér-Rao

² Diagonal elements

³ Maximum likelihood

هوایمای موردنظر، دارای یک دهانه بال با ابعاد 15.9 متر و ظرفیت حمل باری برابر با 2646 پوند (حدود 1200 کیلوگرم) است. وزن برخاستی حداکثر این وسیله هوایی به مقدار 28000 نیوتن محدود شده است. این هوایما توانایی پرواز با حداکثر سرعت 151 نات را دارا می‌باشد و از یک موتور با توان 550 اسب بخار در سطح دریا برخوردار است.

کنترل این وسیله هوایی از طریق سکان عمودی، افقی و شهپرها انجام می‌شود که این امکان را به آن می‌دهد تا به صورت کامل کنترل شود. هوایما قادر به پرواز به حداکثر مسافتی حدود 1612 کیلومتر می‌باشد، که این امکان را به آن می‌دهد تا مسافت‌های زیادی را با پایداری و کارایی حداکثری طی کند.

2-6- شبیه‌سازی

در این تحقیق، آزمایش‌ها در دامنه‌های ارتفاع و سرعت‌های متنوعی اجرا شدند. هر یک از آزمایش‌ها، به صورت جداگانه و با دقت ویژه، به بررسی حالت‌های متفاوت هوایما پرداخته است. این حالت‌ها شامل بلندشدن از زمین، نشست، صعود، نزول و مانورهای مشابه بوده‌اند.

در پژوهش حاضر از 5 آزمایش پروازی مختلف به منظور ارزیابی الگوریتم پیشنهادی برای داده‌های تجربی استفاده شده است. این آزمایشات از نظر عملیاتی و آب و هوایی گوناگون، از جمله مناطق کوهستانی، شهری، کویری و غیره، انجام شدند. انتخاب تنوع مکانی و شرایط محیطی این امکان را فراهم می‌کند تا پایداری و کارایی الگوریتم در شرایط واقعی متغیر و متنوع بررسی شود. پیچیدگی‌های زیادی نظیر نصب سنسورها، جمع‌آوری داده‌های متنوع، تست پرواز در شرایط جوی مختلف و انجام مانورهای متنوع این پژوهش را همراه ساخته‌اند. با اجرای چندین پرواز و مانورهای مختلف، دقت در انجام تخمین‌ها به حداکثر رسید و الگوریتم به خوبی در شرایط مختلف پروازی به چالش کشیده شد.

در طول هر آزمایش، هوایما به واکنش‌های مختلف در مقابل محیط پرداخته و این امکان را پیدا کرده است که با شرایط مختلف مواجه شود و عملکرد خود را بهبود بخشد.

3-6- سنسورها

جهت مکان‌یابی و ثبت داده‌های پروازی، از تجهیزاتی چون واحد اندازه‌گیری اینرسی (IMU) و سامانه موقعیت‌یاب جهانی (GPS) بهره‌برداری می‌شود. این دو سیستم به طور هم‌زمان به

برای طراحی کنترلر پرواز، توسعه شبیه ساز و درک کیفیت کنترل هوایما استفاده کرد.

6- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش مدل پارامتری حداقل مربعات پیشنهادی را برای مقایسه عملکرد، پیاده‌سازی و آزمایش می‌کنیم. این آزمایش‌ها بر روی هوایما انجام می‌شود که در آن ساختار مدل مشخص است. در شکل (2) وسیله پرنده انتخاب شده که یک هوایمای بال بالا می‌باشد، نشان داده شده است.

6-1- شمای جسم

شمای جسم مورد استفاده برای انجام آزمایش، یک وسیله پروازی فراگیر و چندمنظوره است که از طراحی هوایمای بال بالا بهره می‌برد. این هوایما، به عنوان یک هوایمای تک‌موتوره چندمنظوره، با قابلیت نشست و برخاست کوتاه، توربوپراپ و استفاده از باندهای نامناسب، یک سیستم چندکاره فوق‌العاده است. همچنین، این وسیله پرنده به دلیل توانایی زود پروازی، در مدت زمان کوتاهی قابل تغییر از حالت باربری به حالت مسافربری می‌باشد. این امکان به این هوایما اجازه می‌دهد تا در مأموریت‌های گوناگونی از قبیل تجسس و نجات، آمبولانس هوایی، جستجوی هوایی و عکس‌برداری، فروریختن چتربازان، بذریاشی گیاهان، آتش‌نشانی و حتی باران‌زا کردن ابرها به کار گرفته شود.

این هوایما با قابلیت چندوجهی، می‌تواند از باندهای مختلف نظیر سفت، چمنی، برفی و یا حتی آبی بهره‌مند شود. همچنین، این وسیله با انطباق بالا به انجام مأموریت‌های دوربرد نیز قابل استفاده است که این ویژگی آن را به یک ابزار چندمنظوره و چندکاره برای اهداف مختلف تبدیل کرده است.



شکل 2 هوایما مورد نظر در آزمایش‌ها

با تجهیزات ناوبری مدرن و کارآمد، تضمین‌کننده فعالیت‌های هوایی با ایمنی و کیفیت بالا هستند.

شکل (3) فرودگاه بین‌المللی شیراز را به وضوح نشان می‌دهد که فرودگاه و باند آن در مرکز تصویر قرار دارد. این منطقه از اهمیت بالا و با امکانات کامل ناوبری، به عنوان یک نقطه مهم در ترتیب فرآیندهای هوایی در کشور شناخته می‌شود.



شکل 3 محل انجام آزمایشات.

8- آموزش مدل

در راستای آموزش مدل، مجموعه‌ای از مانورها به کار گرفته شده‌اند تا بتوان بهینه‌کردن محتوای اطلاعات موجود در داده‌ها را انجام داد. این مانورها با هدف شناسایی سیستم مورد استفاده قرار می‌گیرند. اجرای این مانورها باید به گونه‌ای باشد که حالات سیستم به نحوی تحریک شوند که حساسیت خروجی‌های مدل نسبت به پارامترها بالا بوده و همبستگی کمی بین پارامترها وجود داشته باشد [24].

برای انجام این مانورها، مراحل در نظر گرفته شده‌اند که به‌طور کلی شامل تلاش برای به حداکثر رساندن محتوای اطلاعات و داده‌های پروازی می‌شوند. در پایان این مراحل، مدل حداقل مربعات برای تخمین ضرایب آبرودینامیکی باتوجه به ورودی‌های سیستم ارائه می‌شود.

قبل از استفاده از داده‌ها برای آموزش و آزمایش مدل، دقت داده‌ها بررسی می‌شود. این بررسی شامل بازسازی پاسخ حالت هواپیما با استفاده از معادلات سینماتیک و مقایسه پاسخ بازسازی‌شده با پاسخ اندازه‌گیری شده می‌شود. همچنین، اطمینان از عدم تأثیر خطای دستگاه بر دقت داده‌ها حائز اهمیت است و فقط داده‌هایی که این شرایط را دارا هستند در آزمایش‌ها استفاده می‌شوند.

در این بخش، جنبه‌های سخت‌افزاری هواپیما، اجزای آن و سایر جنبه‌های سیستم که برای انجام آزمایش استفاده شده‌اند، به طور دقیق شرح داده شده‌اند. این آزمایش به‌منظور بررسی

کار گرفته می‌شوند تا اطلاعات دقیقی از حرکت و موقعیت وسیله پرنده را به ثبت برسانند.

قبل از هرگونه ثبت اطلاعات، توجه به تراز و کالیبراسیون حسگرهای مرتبط حائز اهمیت است. این عملیات از جهت اطمینان از دقت و صحت داده‌های دریافتی از حسگرها انجام می‌شود.

در فرآیند ثبت اطلاعات، داده‌های اینرسی از واحد IMU با فرکانس 200 هرتز ثبت می‌شوند. همچنین، داده‌های GPS نیز با همان فرکانس ثبت می‌گردند. این اطلاعات جهت ارائه یک تخمین دقیق از وضعیت و مکان وسیله پرنده به کار می‌روند. با ترکیب این دو منبع داده، امکان بهبود دقت و قابلیت پیش‌بینی در مورد مسیر و حرکت وسیله پرنده فراهم می‌شود. به این ترتیب، از اطلاعات به‌دست‌آمده می‌توان در تحلیل‌های مختلف مرتبط با پرواز و ناوبری بهره‌مند شد.

4-6- اندازه‌گیری‌ها

مؤلفه‌های نیرو در چارچوب بدنی، با بهره‌گیری از داده‌های ثبت‌شده از سنسور IMU داخلی، مورد بررسی قرار گرفته‌اند. در این راستا، گشتاورها از طریق نرخ چرخش ω_b ، نرخ تغییرات آن $\dot{\omega}_b$ و اینرسی محاسبه شده‌اند.

برای اندازه‌گیری زوایای حمله (α) و زاویه لغزش جانبی (β)، مستقیماً از سنسورهای اختصاصی استفاده نشده و به جای آن، از یک تقریب با استفاده از روابط زیر استفاده شده است:

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w}{v} \right) \quad (36)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{v}{V} \right)$$

در اینجا، V نمایانگر سرعت واقعی است، w مؤلفه سرعت روبه‌پایین و v مؤلفه سرعت جانبی را نمایان می‌کند.

7- محل انجام آزمایش‌ها

آزمایش‌ها در فرودگاه بین‌المللی شیراز با مختصات جغرافیایی $29^{\circ}32'21''$ شمالی و $52^{\circ}35'24''$ شرقی به انجام رسید. این فرودگاه که در کلان‌شهر شیراز و در ارتفاع 1500 متری از سطح دریا واقع شده است.

این فرودگاه با مساحتی در حدود 7500 مترمربع، یکی از فرودگاه‌های ایمن و پیشرفته کشور محسوب می‌شود. در این فرودگاه که ارتفاع آن 1500 متر از سطح دریاست، دو باند پروازی آسفالتی به طول 4272 متر و 4334 متر وجود دارد. این باندها

داده از این آزمایش برای آموزش مدل سیستم نمونه برداری شده است.

در این آزمایش، بیشترین سرعت ثبت شده 265 کیلومتر بر ساعت بوده و بیشترین ارتفاع از سطح دریا به ارتفاع 2467 متر می‌رسد. مسافت زمینی طی شده نیز 147.9 کیلومتر، میانگین سرعت 117.9 کیلومتر بر ساعت و مدت زمان آزمایش 1 ساعت و 5 دقیقه بوده است. شرایط هوایی در زمان اجرای آزمایش نیز به صورت آرام، با سرعت باد کم، دمای سطح زمین 23 درجه سانتی‌گراد و فشار 1018 میلی بار یا 3007 اینچ جیوه برابر با فشار هوا در سطح دریا بوده‌اند.

3-8- آزمایش 3: آزمایش مدل

در این آزمایش، هدف بررسی عملکرد تقریب مدل حداقل مربعات برای ارزیابی پایداری هواپیما و تخمین ضرایب آیرودینامیکی به کمک آزمایش‌های پروازی می‌باشد. در این سنجش، تعداد 1800375 داده از پرواز آزمایشی جمع‌آوری و به منظور آموزش مدل حداقل مربعات، داده‌های آزمایش اول و دوم به کار گرفته شده‌اند، درحالی‌که داده‌های آزمایش سوم برای تأیید عملکرد مدل مورد استفاده قرار گرفته است.

در این بخش، جزئیات آموزش مدل و فرایند آزمایش پروازی تشریح شده‌اند. همچنین، نتایج به‌دست‌آمده از این آزمایش ارائه شده‌اند. آموزش مدل شامل مانورهایی است که هم‌دینامیک جانبی و هم طولی را با ورودی‌هایی نظیر سکان عمودی و شهرها تحریک می‌کند. این مانورها شامل بلندشدن، صعود، نزول، به ثبات رساندن، انواع گردش‌ها و کاهش سرعت تا سرعت واماندگی می‌شوند.

برای یادگیری دینامیک جانبی⁷ (C_Y, C_l, C_n) هواپیما، مانورهایی با ورودی‌های سکان عمودی و شهرها و برای یادگیری دینامیک طولی⁸ (C_x, C_z, C_m) ، عمدتاً از ورودی‌های سکان افقی استفاده شده است.

در طول این آزمایش، ارتفاع وسیله پرنده از سطح زمین تا ارتفاع 2496 متر از سطح دریا⁹ متغیر بوده و میانگین سرعت پرواز 124 کیلومتر بر ساعت، بیشترین سرعت 267 کیلومتر بر ساعت، مدت زمان آزمایش 1 ساعت و 6 دقیقه و مسافت طی شده 161.3 کیلومتر بوده است.

عملکرد روش حداقل مربعات ارائه شده و شامل دو بخش است: آموزش مدل و آزمایش مدل. نتایج و نمودارهای مربوط به این آزمایش و تخمین با استفاده از روش حداقل مربعات در پایان ارائه شده‌اند.

8-1- آزمایش 1: آموزش مدل

آزمایش انجام شده با هدف آموزش مدل به اجرای مانورهایی در حالات مختلف سیستم می‌پردازد. این مانورها شامل اجرای حرکات با استفاده از سکان عمودی، افقی و شهرها توسط هواپیما هدفمند می‌شوند. سکان افقی برای حفظ پایداری هواپیما در وضعیت مشخص به کار گرفته می‌شوند. در این آزمایش، تنوع ورودی‌ها به منظور افزایش اطلاعات در داده‌ها به‌کاررفته است.

آموزش مدل در فرودگاه بین‌المللی شیراز با ارتفاع 1500 متر از سطح دریا انجام گرفته است. این آزمایش با شروع از سطح زمین، با انجام عملیات بلندشدن به ارتفاع 3424 متر از سطح دریا ادامه یافته و سپس با اجرای عملیات نشست و کاهش ارتفاع به سطح زمین به پایان رسیده است. تعداد 1393274 داده از این آزمایش برای یادگیری مدل سیستم نمونه برداری شده است. در طی این آموزش، مانورهای بلندشدن، صعود، نزول، به ثبات رساندن¹، گردش سریع هواپیما²، نیم‌گردش سریع هواپیما³ و گردش استاندارد⁴ انجام گرفته است. بیشترین سرعت طی شده در این آزمایش 283 کیلومتر بر ساعت بوده و مسافت زمینی طی شده 140 کیلومتر می‌باشد. میانگین سرعت در این آزمایش 108.4 کیلومتر بر ساعت و مدت زمان کل آزمایش یک ساعت و 7 دقیقه می‌باشد. در زمان انجام آزمایش، سرعت باد آرام⁵، دما در سطح زمین 20 درجه سانتی‌گراد و فشار هوا 1013 میلی بار یا 2994 اینچ جیوه برابر با 1013 میلی بار بوده است.

8-2- آزمایش 2: آموزش مدل

در این بخش از آزمایش، مجموعه‌ای از مانورها به منظور شناسایی سیستم اجرا شد. این مانورها از اقدامات مختلفی شامل بلندشدن، صعود، نزول، به ثبات رساندن، انواع گردش‌ها و کاهش سرعت تا سرعت واماندگی⁶ تشکیل شده‌اند. تعداد 1808080

⁶ Stall

⁷ Lateral

⁸ Longitudinal

⁹ Mean Sea Level(MSL)

¹ Level Off

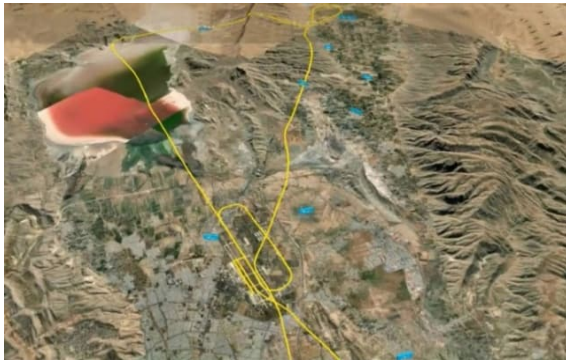
² Steep Turn

³ Half Steep Turn

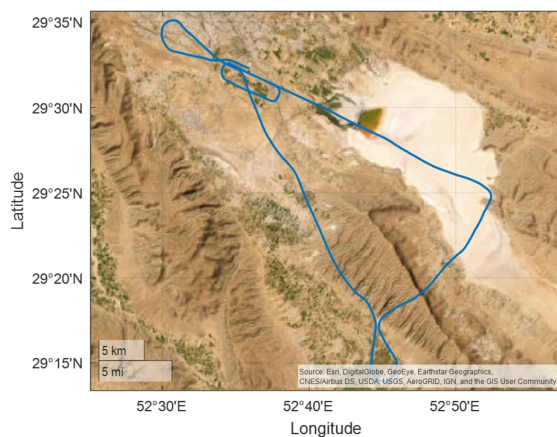
⁴ Standard Turn

⁵ Calm

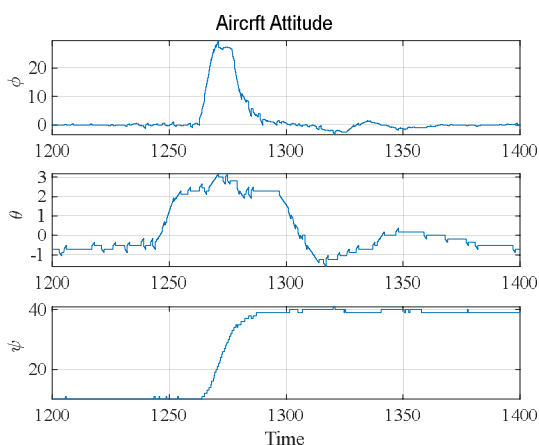
نمایی از مسیر طی شده به صورت برخط در شکل (4)، نمای مسیر طی شده در مدل شبیه‌سازی در شکل (5)، وضعیت هواپیما در شکل (6)، انحراف سطوح فرامین در شکل (7) و موقعیت دسته‌گاز هواپیما در شکل (8) نمایش داده شده‌اند.



شکل 4 مسیر پروازی ضبط شده هواپیما



شکل 5 نمودار سطح سه بعدی¹ مسیر پروازی



شکل 6 وضعیت هواپیما

در طول انجام این آزمایش، سرعت باد آرام، دما در سطح زمین 8 درجه سانتی‌گراد و همچنین فشار 1020 میلی‌بار یا 3012 اینچ جیوه برابر با 1020 میلی‌بار بوده است.

8-4- آزمایش 4: آزمایش مدل

در این پرواز، مانورهای مختلفی به منظور آزمایش دینامیک طولی و جانبی سیستم انجام گردید. این مانورها شامل بلندشدن، صعود، نزول، به ثبات رساندن، کاهش سرعت تا سرعت واماندگی و گردش با حداقل سرعت و غلت بوده‌اند.

در طی این آزمایش، ارتفاع پرواز از سطح زمین به ارتفاع 2440 متر از سطح دریا انجام شده است. میانگین سرعت در این آزمایش 166 کیلومتر بر ساعت بوده و بیشترین سرعت به 233 کیلومتر بر ساعت افزایش یافته است. مدت‌زمان طی شده در این پرواز 1 ساعت و 2 دقیقه بوده و مسافت طی شده حدود 146.3 کیلومتر می‌باشد. تعداد داده جمع‌آوری شده در این آزمایش برابر با 1707929 است.

در حین اجرای این آزمایش باد سرعت 4 نات در جهت 120 درجه، دمای سطح زمین به 9 درجه سانتی‌گراد و فشار به 1025 میلی‌بار یا همان 3029 اینچ جیوه افزایش یافته است.

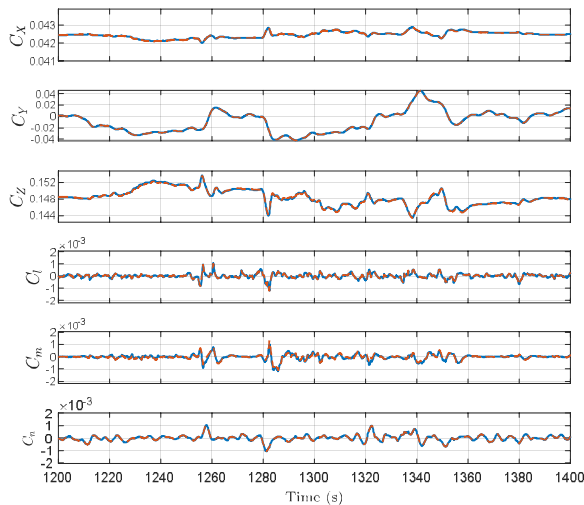
8-5- آزمایش 5: آزمایش مدل

در این آزمایش، مانورهایی با هدف بررسی دینامیک طولی و عرضی هواپیما اجرا شد. این مانورها شامل بلندشدن، نشست، صعود، نزول، به ثبات رساندن، کاهش سرعت تا نزدیکی سرعت واماندگی و گردش نیمه استاندارد بودند.

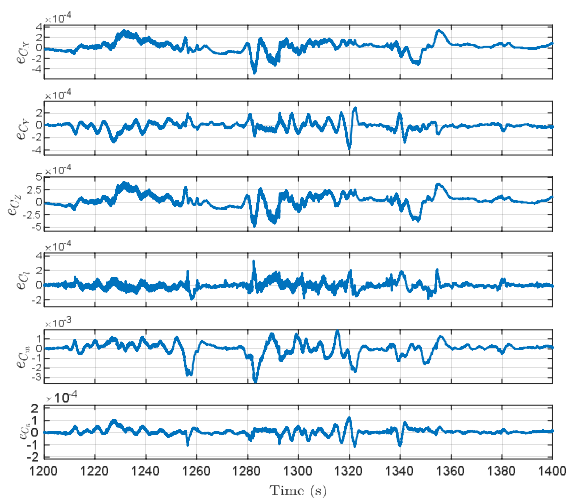
ارتفاع آزمایش از سطح زمین به ارتفاع 2519 متر از سطح دریا انجام شد. میانگین سرعت در این آزمایش 161 کیلومتر بر ساعت بوده و بیشترین سرعت به مقدار 266 کیلومتر بر ساعت رسیده است. مدت‌زمان آزمایش 50 دقیقه بوده و مسافت طی شده 129.6 کیلومتر است. تعداد داده‌های ضبط شده در این آزمایش 1525566 بوده است.

در حین انجام آزمایش، باد با سرعت 8 نات در جهت 160 درجه و دمای سطح زمین 13 درجه سانتی‌گراد حاکم بوده است. همچنین، فشار محیطی به مقدار 1019 میلی‌بار یا 3010 اینچ جیوه اندازه‌گیری شده است.

¹ Three dimension surface plot



شکل 9 ضرایب اندازه‌گیری شده (خط آبی رنگ)، استفاده از برآوردگر حداقل مربعات (خط چین قرمز رنگ)

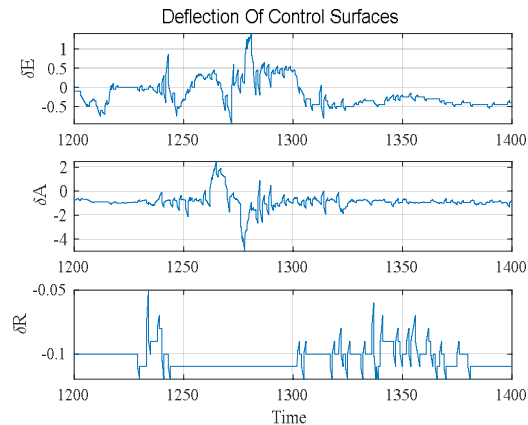


شکل 10 خطای میانگین مربعات ضرایب اندازه‌گیری شده و ضرایب تخمین زده‌شده

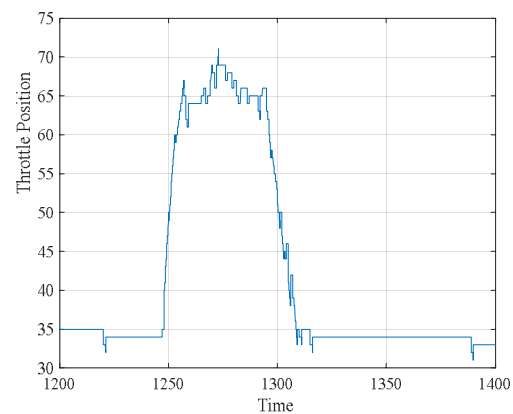
در جدول (2) خلاصه‌ای از 5 آزمایش انجام‌شده ارائه شده است.

جدول 2 خلاصه آزمایش

Purpose	Avg. Speed (km/h)	Dis. (km)	Max Speed (km/h)	Max Height (m)	ردیف
Training	108/4	140	283	3424	اول
Training	117/9	147/9	265	2647	دوم
Testing	124	161/3	267	2496	سوم
Testing	166	146/3	233	2440	چهارم
Testing	161	129/6	266	2519	پنجم



شکل 7 انحراف سطوح کنترلی هواپیما



شکل 8 موقعیت دسته گاز هواپیما

9- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش، مدل پارامتریک حداقل مربعات پیشنهادی برای ارزیابی عملکرد، پیاده‌سازی و آزمایش بررسی می‌شود. آزمایش‌ها به صورت اختصاصی بر روی یک هواپیما انجام شده‌اند که دارای ساختار بال بالا است که این موضوع باعث می‌شود تا به چالشی برای شناسایی سیستم تبدیل گردد. در این بخش، دو آزمایش به منظور آموزش مدل و سه آزمایش به منظور ارزیابی مدل در نظر گرفته شده‌اند.

در این قسمت، تخمین‌های ضرایبی که برای بخش آموزش و آزمایش مدل شبیه‌سازی شده است، ارائه می‌شود. این تخمین‌ها از مدل حداقل مربعات به دست آمده‌اند. سپس این ضرایب با ضرایب اندازه‌گیری شده که از شبیه‌سازی به دست آمده‌اند، مقایسه شده‌اند. ضرایب تخمینی پرواز آزمایشی در شکل (9) نمایش داده شده‌اند. همچنین در شکل (10)، خطاهای نسبی در پارامترهای برآورد شده نسبت به ضرایب حاصل از شبیه‌سازی که برای کل بخش پرواز آزمایشی به دست می‌آید، محاسبه و نمایش داده شده‌اند.

معمولی می‌باشد. مدل پیشنهادی به صورت پارامتریک طراحی شده است و از شبیه‌سازی در نرم‌افزار سیمولینک متلب برای مدل‌سازی حرکات هواپیما در مراحل مختلف اجرایی، از جمله برخاستن، نشست، صعود، نزول و مانورها، استفاده شده است. اعتبارسنجی نتایج با مقایسه مسیرهای ضبط شده توسط هواپیما و مسیرهای شبیه‌سازی در متلب انجام گرفته است.

نتایج روش حداقل مربعات نشان می‌دهد، میانگین خطای ضرایب جانبی (C_Y, C_L, C_N) و طولی (C_X, C_Z, C_M) تخمین زده شده در آزمایش اول 2.82×10^{-02} ، دوم 1.08×10^{-04} ، سوم 1.9×10^{-02} ، چهارم 3.7×10^{-02} و پنجم 1.57×10^{-02} می‌باشد. همچنین کمترین خطای تخمین زده شده 7.309×10^{-07} بوده است، که مربوط به ضریب C_L در آزمایش دوم می‌باشد.

در این تحقیق، اثبات شده است که این رویکرد با آموزش و آزمایش با داده‌های واقعی یک هواپیما بال بالا قابل استفاده است. 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 تا حدودی هزینه‌های گزاف در آزمایش‌های پرواز را کاهش دهد. متمرکز شدن پژوهش‌های آینده بر تخمین دقیق ضرایب آیرودینامیکی امکان بهبود شبیه‌سازی‌های پرواز را فراهم می‌کند. با استفاده از این ضرایب تخمین زده شده، شبیه‌سازی‌های آینده می‌توانند نمایشی واقع‌گرایانه‌تر از رفتار هواپیما ارائه دهند و به مهندسان اجازه می‌دهند تا عملکرد پرواز را در شرایط مختلف تحلیل و بهینه‌سازی کنند. این قابلیت بهبودیافته در شبیه‌سازی، می‌تواند نقش مهمی در کاهش نیاز به نمونه‌های فیزیکی هزینه‌بر و زمان‌بر ایفا کند. با استفاده از این ضرایب در مدل‌های محاسباتی، مهندسان می‌توانند آزمون‌های مجازی انجام داده و تأثیر تغییرات طراحی بر عملکرد هواپیما را ارزیابی کنند. این فرایند امکان شناسایی تنظیمات طراحی بهینه را برای تحقق معیارهای عملکرد خاص مانند بهبود کارایی سوخت یا افزایش پایداری فراهم می‌کند.

11- مراجع

[1] S. Johnson *et al.*, "Are They What They Claim: A Comprehensive Study of Ordinary Linear Regression Among the Top Machine Learning Libraries in Python,"

جدول 3 خطای میانگین مربعات ضرایب تخمین زده شده

C_n	C_m	C_l	C_z	C_y	C_x	ردیف
$2/846 \times 10^{-04}$	$1/223 \times 10^{-01}$	$3/528 \times 10^{-03}$	$7/746 \times 10^{-01}$	$1/688 \times 10^{-03}$	$5/323 \times 10^{-03}$	اول
$1/509 \times 10^{-05}$	$1/028 \times 10^{-04}$	$7/309 \times 10^{-7}$	$1/961 \times 10^{-04}$	$8/538 \times 10^{-05}$	$1/399 \times 10^{-04}$	دوم
$7/311 \times 10^{-04}$	$8/751 \times 10^{-02}$	$3/643 \times 10^{-04}$	$8/273 \times 10^{-04}$	$5/067 \times 10^{-03}$	$5/797 \times 10^{-04}$	سوم
$7/9 \times 10^{-03}$	$1/367 \times 10^{-01}$	$1/653 \times 10^{-03}$	$2/366 \times 10^{-02}$	$5/061 \times 10^{-03}$	$1/663 \times 10^{-02}$	چهارم
$1/731 \times 10^{-04}$	$6/668 \times 10^{-02}$	$8/464 \times 10^{-04}$	$5/907 \times 10^{-03}$	$9/819 \times 10^{-04}$	$4/114 \times 10^{-03}$	پنجم

نتایج آزمایش‌ها از نظر ارتفاع و سرعت در 5 آزمایش مختلف متفاوت بوده و این اطلاعات به صورت خلاصه در جدول (3) آورده شده است. آزمایش اول بیشترین ارتفاع و سرعت را نشان داده است، در حالی که آزمایش چهارم دارای کمترین ارتفاع و سرعت بوده است. برای بهبود دقت نتایج، خطای میانگین مربعات¹ با استفاده از روش حداقل مربعات برای هر ضریب محاسبه و ارائه شده است.

برخی از متغیرهایی که توسط تخمین به دست آمده است در مقایسه با متغیرهای دیگر، پارامترهای بیشتری در آن دخیل است و ممکن است دینامیک حاکم بر این متغیرها پیچیده‌تر باشد و همچنین تغییرات سریع‌تری را نسبت به بقیه متغیرها دارند. از طرف دیگر در این پژوهش، هواپیما به عنوان یک جسم صلب در نظر گرفت شده است، اما تفاوت در وزن هواپیما و مقدار سوخت در طول آزمایش‌ها در تخمین ضرایب آیرودینامیکی تأثیرگذار هستند. این عوامل باعث ایجاد خطاهای متفاوتی برای ضرایب مختلف می‌گردد.

10- نتیجه‌گیری و تحقیقات آینده

در این مقاله، یک رویکرد جدید برای شناسایی سیستم هواپیما با استفاده از روش حداقل مربعات ارائه شده است. در این رویکرد، برای تخمین مقادیر، علاوه بر ورودی فعلی $u(t)$ ، از ورودی‌های گذشته، مانند $u(t-1)$ و $u(t-2)$ نیز استفاده می‌شود. این رویکرد باعث در نظر گرفتن وابستگی زمانی بین داده‌ها می‌شود. نتایج حاکی از بهبود عملکرد این رویکرد نسبت به روش حداقل مربعات

¹ Mean Square Error

- [12] G. Dai, L. Cheng, D. Li, H. Ma, and L. Zhang, "Identification of Aerodynamic Parameters Based on Maximum Likelihood Estimation," in *2022 8th Annual International Conference on Network and Information Systems for Computers (ICNISC)*, 2022: IEEE, pp. 923-929, doi: <https://doi.org/10.1109/ICNISC57059.2022.00186>.
- [13] L. Wang, R. Zhao, and Y. Zhang, "Aircraft Lateral-Directional Aerodynamic Parameter Identification and Solution Method Using Segmented Adaptation of Identification Model and Flight Test Data," *Aerospace*, vol. 9, no. 8, p. 433, 2022, doi: <https://doi.org/10.3390/aerospace9080433>.
- [14] H. Verma and N. Peyada, "Estimation of longitudinal aerodynamic parameters using recurrent neural network," *The Aeronautical Journal*, vol. 127, no. 1308, pp. 255-267, 2023, doi: <https://doi.org/10.1017/aer.2020.95>.
- [15] J. Wang, D. Wang, and Y. Zhang, "Research on Aerodynamic Modeling of Axisymmetric Aircraft Based on Orthogonal Least Squares," in *Journal of Physics: Conference Series*, 2022, vol. 2252, no. 1: IOP Publishing, p. 012041, doi: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2252/1/012041>.
- [16] R. C. Nelson, *Flight stability and automatic control*. WCB/McGraw Hill New York, 1998. [https://home.engineering.iastate.edu/~shermanp/ARE355/lectures/Flight Stability and Automatic Control N.pdf](https://home.engineering.iastate.edu/~shermanp/ARE355/lectures/Flight%20Stability%20and%20Automatic%20Control_N.pdf).
- [17] S. Carnduff, "Aircraft System Identification: Theory and Practice V. Klein and EA Morelli American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1801 Alexander Bell Drive, Suite 500, Reston, VA 20191-4344, USA. 2006. 484pp. Illustrated. 119.95 (non-members). ISBN 1-56347-832-3," *The Aeronautical Journal*, vol. 111, no. 1123, pp. 602-603, 2007, doi: <https://doi.org/10.1017/S0001924000087194>.
- [18] 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, doi: <https://doi.org/10.2514/3.60327>.
- [19] V. Klein, "Estimation of aircraft aerodynamic parameters from flight data," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 26, no. 1, pp. 1-77, 1989, doi: [https://doi.org/10.1016/0376-0421\(89\)90002-X](https://doi.org/10.1016/0376-0421(89)90002-X).
- [20] R. E. Maine and K. W. Iliff, "Application of parameter estimation to aircraft stability and control: The output-error approach," 1986. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19870020066/download/19870020066.pdf>.
- [21] A. A. Giordano and F. M. Hsu, *Least square estimation with applications to digital signal processing*. 2023. [Online]. Available: <https://kdd.org/kdd2023/wp-content/uploads/2023/08/johnson2023are.pdf>.
- [2] F. Yang, "The Least Squares Finite Element Method for Elasticity Interface Problem on Unfitted Mesh," *arXiv preprint arXiv:2306.08801*, 2023, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cma.2020.112902>.
- [3] Z. Cai, B. Chen, and J. Yang, "Adaptive Least-Squares Methods for Convection-Dominated Diffusion-Reaction Problems," *arXiv preprint arXiv:2301.11582*, 2023, doi: <https://doi.org/10.48550/arXiv.2301.11582>.
- [4] E. Lee and H. Na, "Dual least-squares finite element method with stabilization," *Numerical Methods for Partial Differential Equations*, 2023, doi: <https://doi.org/10.1002/num.22996>.
- [5] M. R. Sajjadi and A. Emadian, "Estimation of aerodynamic coefficients of a high wing aircraft using the least squares method with delayed data and comparison with the ordinary least squares method," presented at the The second conference of electricity, mechanics, aerospace, computer and engineering sciences, Sydney - Australia, 16 Jun 2023, 2023. [Online]. Available: <https://civilica.com/doc/1680438/>.
- [6] Q. Zhang, J. Wang, H. Zhang, and C. Jia, "Research on quantitative evaluation method of test flight risk based on fuzzy theory," in *International Conference on Computer Graphics, Artificial Intelligence, and Data Processing (ICCAID 2022)*, 2023, vol. 12604: SPIE, pp. 1114-1122, doi: <https://doi.org/10.1117/12.2674598>.
- [7] B. Pamuk, "Agile Methods on Flight Tests," in *2023 10th International Conference on Recent Advances in Air and Space Technologies (RAST)*, 2023: IEEE, pp. 01-05, doi: <https://doi.org/10.1109/RAST57548.2023.10197997>.
- [8] G. Xing *et al.*, "Analysis of Human Factors in Typical Accident Tests of Certain Type Flight Simulator," *Sustainability*, vol. 15, no. 3, p. 2791, 2023, doi: <https://doi.org/10.3390/su15032791>.
- [9] C. Kownacki *et al.*, "Precision landing tests of tethered multicopter and VTOL UAV on moving landing pad on a lake," *Sensors*, vol. 23, no. 4, p. 2016, 2023, doi: <https://doi.org/10.3390/s23042016>.
- [10] D. Aláez, X. Olaz, M. Prieto, J. Villadangos, and J. Astrain, "VTOL UAV digital twin for take-off, hovering and landing in different wind conditions," *Simulation Modelling Practice and Theory*, vol. 123, p. 102703, 2023, doi: <https://doi.org/10.1016/j.simpat.2022.102703>.
- [11] A. Kumar and A. Ghosh, "Regularization regression methods for aerodynamic parameter estimation from flight data," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 95, no. 5, pp. 820-830, 2023, doi: <https://doi.org/10.1108/AEAT-09-2019-0179>.

determined coefficients,"
1981. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19810019327>.

[24] 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, doi: <https://doi.org/10.1109/ROBOT.2003.1241629>.

John Wiley & Sons, Inc., 1985.
<https://dl.acm.org/doi/abs/10.5555/577191>.

[22] V. Klein, "Aircraft parameter estimation in frequency domain," in *4th Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 1978, p. 1344, doi: <https://doi.org/10.2514/6.1978-1344>.

[23] R. E. Maine and K. W. Iliff, "The theory and practice of estimating the accuracy of dynamic flight-