

تخمین ضرایب و مشتقات آیرودینامیکی هواپیما با روش تبدیل

موجک

مهدی سبزه پرور^{*}، عباس سهامی مراد نژاد^۲

۱-دانشیار، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیر کبیر، تهران، ایران

۲- کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیر کبیر، تهران، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۰۲/۰۹ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۷/۱۶)

چکیده

یکی از راه‌های تخمین ضرایب و مشتقات آیرودینامیکی هواپیما انجام آزمایش پرواز و استفاده از داده‌های پرواز واقعی است که در این روش تشخیص داده واقعی از داده آغشته به نویز و تحت تأثیر عوامل خارجی تأثیر زیادی در دقت تخمین دارد. یکی از مشکلات عمده تکنیک‌های مرسوم (تکنیک تبدیل فوری یا فیلتر کالمن) این است که به شدت به مدل‌سازی فضای حالت سیستم وابسته هستند. در این مقاله، یک روش تحلیلی جدید با استفاده از آنالیز زمان-فرکانس داده توسط تبدیل موجک برای کاهش نویز از داده‌های پرواز پیشنهاد شده است. استحکام در برابر شرایط پرواز و عدم نیاز به مدل‌سازی سیستم از برتری‌های این روش در مقایسه با سایر روش‌های موجود است. عملکرد روش پیشنهادی با اعمال آن بر روی دو نوع داده تأیید می‌شود: داده‌های شبیه‌سازی شش درجه آزادی و داده‌های آزمایش پرواز یک پرنده بدون سرنشین. نتایج نشان می‌دهد که روش پیشنهادی توانمندی بالایی در استخراج داده واقعی و ناشی از دینامیک پرنده در مقابل نویز و عوامل خارجی یا رفتارهای غیرخطی پرنده در شرایط آب‌وهوایی متلاطم دارد که از این داده‌ها می‌توان برای تخمین پارامترهای پرنده با دقت بالا استفاده کرد. در این تحقیق ابتدا الگوریتم بر روی داده‌های مربوط به شبیه‌سازی شش درجه آزادی که به نویز (سنسور و فرایند) آغشته شده‌اند اعمال شده است و به‌نوعی با مقایسه داده اصلی با داده پاک‌سازی شده الگوریتم اعتبارسنجی شده است. در ادامه بر روی داده‌های پروازی پرنده بدون سرنشین اعمال شده و از داده‌های پاک‌سازی شده برای استخراج توابع تبدیل طولی و عرضی پرنده و آنالیز پایداری و استخراج فرکانس مودهای مختلف آن استفاده شده است.

واژه‌های کلیدی: تخمین ضرایب آیرودینامیکی، داده پرواز، حذف نویز، تبدیل موجک، تابع تبدیل

Estimation of aircraft aerodynamic coefficients and derivatives by wavelet transform method

Mehdi Sabzehparvar*, Abbas Sahami Morad Nezhad

Abstract

One of the ways to estimate the coefficients and aerodynamic derivatives of the aircraft is to conduct a flight test and use real flight data. In this method, distinguishing real data from data affected by noise and influenced by external factors has a great effect on the accuracy of estimation. One of the major problems of conventional techniques (Fourier transform technique or Kalman filter) is that they are strongly dependent on modeling the state space of the system. In this paper, a new analysis method using time-frequency data analysis by wavelet transform is proposed to remove noise from flight data. Robustness against flight conditions and no need for system modeling are among the advantages of this method compared to other existing methods. The performance of the proposed method is verified by applying it to two datasets: six degrees of freedom simulation data and flight data of an unmanned aerial vehicle. The results show that the proposed method has a high capability in extracting real data resulting from Aircraft dynamics against noise and external factors or non-linear behavior of the Aircraft in turbulent weather conditions, which can be used to identify the system or estimate the Aircraft's parameters with high accuracy. In this research, first, the algorithm has been applied on the data related to the simulation of six degrees of freedom, which are contaminated with noise (sensor and process), and the algorithm has been validated by comparing the original data with the cleaned data. Next The algorithm has been applied to the flight data of the unmanned aerial vehicle and the cleaned data has been used to extract the longitudinal and lateral Transfer functions of the aerial vehicle and analyze the stability and extract the frequency of its different modes.

Key words: Estimation of aerodynamic coefficient, flight data, noise reduction, wavelet transform, transform function

مقدمه

داده های آزمایش پرواز جهت انجام شناسایی سیستم یا تخمین پارامترهای هواپیما اغلب نسبت سیگنال به نویز پائینی دارند که به تکنیک های پیچیده ای برای کاهش نویز نیاز است. در صورتی که داده های مورد استفاده از کیفیت پائینی برخوردار باشند و آغشته به نویز یا تحت تاثیر عوامل خارجی باشند، هرچقدر که روش تخمین قوی باشد نتایج آن دقیق و نزدیک به دینامیک وسیله پرنده نخواهد بود. هنگام استفاده از داده های تمیز، پارامترهای سیستم را می توان با الگوریتم شناسایی ساده با دقت بالا دست آورد. بنابراین، حذف نویز از داده های پرواز نقش مهمی در شناسایی سیستم و تخمین پارامترهای هواپیما ایفا می کند. تکنیک تحلیل فوریه یک ابزار کلاسیک برای کاهش نویز است، اما فقط برای حذف نویز داده های حاوی نویزهای ثابت مناسب است. فیلتر کالمن نیز یکی از روش های حذف نویز می باشد که به مدل سازی دقیق سیستم برای عملکرد مطلوب نیازمند است [۱]. در این تحقیق با استفاده از تحلیل زمان-فرکانس تبدیل موجک و استفاده از مفهوم انسجام^۱ رویکرد جدیدی برای غلبه بر مشکلات تکنیک های حذف نویز سنتی، پیشنهاد شده است. تاکنون روش های مختلفی برای کاهش نویز از داده ها با استفاده از مفهوم موجک ارائه شده است [۲]. که بیشتر بر روی تصاویر بوده است اما در این تحقیق از رویکرد انسجام موجک برای کاهش نویز از داده های تست پرواز به منظور تخمین ضرایب و مشتقات آیرودینامیکی هواپیما استفاده شده است.

تبدیل موجک ابزاری است که هر دو حوزه (زمان و فرکانس) را ترکیب می کند؛ زیرا تأثیر مؤلفه های فرکانس را با توجه به زمانی که اتفاق می افتند ارائه می دهد. این امر با تجزیه سیگنال دامنه زمانی معین به مجموعه ای از توابع (موجک) به دست می آید. این توابع با مقیاس بندی و جابه جایی یک تابع پایه (موجک مادر) ساخته می شوند [۳].

تبدیل موجک اغلب در کاربردهای متعدد از جمله تجزیه و تحلیل داده های لرزه نگاری [۴]، فشرده سازی تصویر [۵] و تشخیص عیب در سیستم ها استفاده می شود [۶] در زمینه هوافضا دارای کاربردهایی مانند، تخمین سلامت سازه [۷] پیش بینی فلاتر [۸] یا طراحی مانور بهینه به منظور شناسایی سیستم [۹] استفاده می شود. این روش با موفقیت

برای شناسایی پارامترهای مودال [۱۰]، سیستم های متغیر با زمان [۱۱] و سیستم های غیرهولونومیک [۱۲] اعمال شد. در مرجع [۱۳] تحلیل موجک برای تخمین ضرایب ومشتقات پایداری طولی هواپیمای بدون سرنشین استفاده شد. در مرجع [۱۴]، با استفاده از تبدیل موجک روشی برای تخمین جعبه سیاه توابع آیرودینامیکی ارائه شده است. همچنین در مرجع [۱۵] با گنجاندن تبدیل موجک در روش خطای خروجی (اصل حداکثر احتمال) به تخمین ضرایب ومشتقات آیرودینامیکی پرداخته شده است. در این تحقیق از مفهوم انسجام موجک برای کاهش نویز از داده های پروازی به منظور شناسایی سیستم خطی هواپیما استفاده شده است. ابتدا یک شبیه سازی شش درجه آزادی هواپیما در نرم افزار متلب توسعه داده شده است و هواپیما در شرایط تعادل با استفاده ورودی های سینوسی با فرکانس متغیر تحریک شده و داده های خروجی متناظر با آن ثبت شده است. همچنین داده ها به نویز (سنسور و فرایند) آغشته شده اند. سپس با استفاده از رویکرد ارائه شده داده های آغشته به نویز پاک سازی شده و توانمندی این روش در استخراج داده واقعی از داده آغشته به نویز به اثبات رسیده است. در ادامه همین رویکرد بر روی داده های تست پرواز واقعی یک پرنده بدون سرنشین اعمال شده و عملیات پاک سازی داده ها بر روی داده های پروازی نیز اعمال شده و سپس به تخمین توابع تبدیل پرنده با استفاده از داده های پاک سازی شده پرداخته شده است که نتایج نشان می دهد که این روش دقت و کارآمدی بالایی در تخمین دقیق تر توابع تبدیل و در نتیجه بررسی پایداری پرنده و استخراج ضرایب آیرودینامیک پرنده دارد.

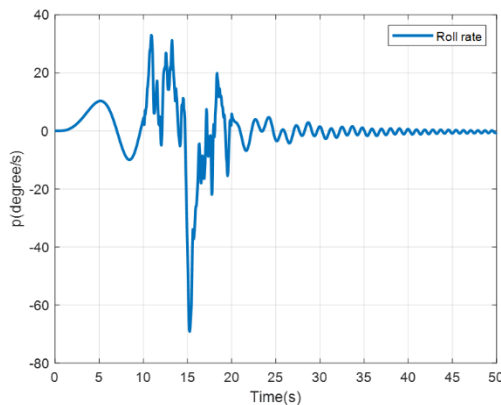
مدل سازی و شبیه سازی پرواز

در این تحقیق، از اطلاعات موجود هواپیمای بوئینگ ۷۴۷ برای شبیه سازی شش درجه آزادی پرواز استفاده شده است. این شبیه سازی بر مبنای قانون دوم نیوتون و در محیط سیمولینک نرم افزار متلب انجام شده است. و برای توصیف حرکت هواپیما از دستگاه مختصات بدنی استفاده شده است. برای اجرای این شبیه سازی از مدل بدنه صلب با جرم ثابت استفاده شد زیرا به دلیل زمان کوتاه مانور، تغییر جرم ناشی از سوختن سوخت را می توان نادیده گرفت. همچنین تغییرات ممان های اینرسی ناشی از حرکت سطوح کنترلی به

^۱ Coherence

$$\begin{aligned}
 C_D &= C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha \\
 C_L &= C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\alpha} \dot{\alpha} + C_{Lu} u + \frac{C_{Lq} qc}{2V} + C_{L\delta E} \delta E \\
 C_m &= C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{mu} u + \frac{C_{mq} qc}{2V} + C_{m\delta E} \delta E \\
 C_l &= C_{l\beta} \beta + \frac{C_{lp} pb}{2V} + \frac{C_{lr} rb}{2V} + C_{l\delta A} \delta A + C_{l\delta R} \delta R \\
 C_y &= C_{y\beta} \beta + \frac{C_{yp} pb}{2V} + \frac{C_{yr} rb}{2V} + C_{y\delta A} \delta A + C_{y\delta R} \delta R
 \end{aligned} \quad (2)$$

در رابطه (۲) c و b به ترتیب وتر میانگین و طول بال می- باشد. δE ، δA و δR به ترتیب ورودی های الویتور، ایلرون و رادر می باشد. از آنجاکه پاک سازی داده ها از نویز (سنسور و فرایند) مهمترین هدف این تحقیق بوده داده ها در محیط شبیه سازی به این دو نوع نویز آغشته شده اند برای مثال در شکل ۱ می توان تاثیر یک تند باد را روی داده ها در بازه زمانی ۱۰ تا ۲۵ ثانیه مشاهده نمود. برای انجام این کار از مدل توربولانس پیوسته درایدن^۲ به مشخصات نظامی MIL-HDBK-1797 استفاده شده است. این مدل در محیط سیمولینک پیاده سازی شده است. این مدل با مدل مکانیک پرواز ادغام خواهد شد تا پاسخ هواپیما را در هنگام پرواز در میدان توربولانس مشاهده کند. مدل توربولانس با ضرب فیلتری که از چگالی طیفی توان با ورودی نویز سفید گاوسی با باند محدود تولید می شود، مشخص می شود [۱۶].



شکل ۱- تاثیر توربولانس روی داده های خروجی شبیه سازی

دلیل وزن کم این اجزا نادیده گرفته شده است. علاوه بر این جسم دارای یک صفحه تقارن عمودی در ترم های هندسه و جرم می باشد. نیروی رانش هر موتور به صورت جدول بندی شده و به سرعت هواپیما، ارتفاع و موقعیت اهرم پیشرانس بستگی دارد. میزان نیروی پیشرانس در طول مانور ثابت نگه داشته شد. همچنین نیروی تراست موتور ها با محور طولی بدنه موازی در نظر گرفته شده است. شتاب گرانشی بر اساس سیستم جهانی ژئودتیک ۸۴ (WGS-84) مدل سازی شد. و از اتمسفر استاندارد بین المللی برای ارزیابی پارامترهای ترمودینامیکی محیط استفاده شد. این مفروضات به معادلات شش درجه آزادی رابطه (۱) منجر خواهد شد [۱۵].

$$\begin{aligned}
 X_a + T - mg \sin \theta &= m(\dot{u} + qw - rv) \\
 Y_a + mg \sin \phi \cos \theta &= m(\dot{v} + ru - pw) \\
 Z_a + mg \cos \phi \cos \theta &= m(\dot{w} + pv - qu) \\
 L_a &= I_{xx} \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + (I_{zz} - I_{yy})qr - I_{xz}pq \\
 M_a &= I_{yy} \dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr - I_{xz}(p^2 - r^2) \\
 N_a &= I_{zz} \dot{r} + I_{xz} \dot{p} - (I_{yy} - I_{xx})pq + I_{xz}qr
 \end{aligned} \quad (1)$$

به طوری که X_a ، Y_a ، Z_a ، N_a ، M_a ، L_a اجزای نیروها و ممان های آیرودینامیکی می باشند T نشان دهنده نیروی تراست m نشان دهنده جرم، g نشان دهنده شتاب جاذبه و I_{ij} نشان دهنده جزء ماتریس ممان اینرسی حول محور i است زمانی که جسم حول محور j می چرخد. خروجی مدل ترکیبی از سرعت های خطی u ، v و w سرعت های زاویه ای p ، q و r زوایای وضعیت θ و ϕ می باشند. برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی از فرم خطی ضرایب نیروها و ممان ها در دستگاه مختصات سرعت به صورت زیر استفاده شده است [۱۵].

^۲ Dryden wind turbulence model

تبدیل موجک

تبدیل موجک یک نوع تبدیل زمان - فرکانس با رویکرد چند رزولوشنی است که به کمک آن می‌توان مشخصات فرکانسی سیگنال را در یک بازه زمانی کوتاه استخراج نمود و نشان داد که این اجزا با گذشت زمان به چه نحو تغییر می‌کند. در واقع این تبدیل مجموعی از یک سری توابع اساسی است که برای هر رزولوشن فرکانسی تغییر می‌کند و اجزا فرکانسی در رزولوشن‌های مختلف حاصل می‌گردد [۱۷]. این تبدیل جایگزین مناسبی باهدف بر طرف نمودن مشکلات مربوط به رزولوشن ثابت در تبدیل فوریه زمان کوتاه (STFT) برای تحلیل سیگنال‌ها است و به دو صورت تبدیل موجک پیوسته^۴ (CWT) و تبدیل موجک گسسته^۵ (DWT) تعریف می‌شود. تبدیل موجک پیوسته سیگنال $x(t)$ با رابطه (۳) تعریف می‌گردد [۱۸].

$$CWT_{a,b}^{\Psi} = \int_{-\infty}^{+\infty} x(t) \psi_{a,b}^*(t) d(t) \quad (3)$$

که در آن

$$\psi_{a,b}(t) = \frac{1}{\sqrt{a}} \psi\left(\frac{t-b}{a}\right) \quad (4)$$

در رابطه (۳) a و b به ترتیب پارامترهای مقیاس و انتقال هستند. ψ^* مزدوج مختلط تابع موجک مادر است. $\psi_{a,b}$ نسخه انتقال یافته و مقیاس شده تابع موجک مادر است. تابع موجک مادر در آنالیز موجک با پارامتر مقیاس و انتقال تعریف شده است که این ویژگی منجر به ارائه تحلیل چندگانه سیگنال‌های غیرایستا میشود، به این صورت که با انتخاب مقیاس‌های کوچک و بزرگ بازه‌های کوچک و بزرگی روی سیگنال توسط تبدیل موجک برای انجام آنالیز موجک انتخاب می‌شود. تابع موجک باید این ۳ شرط را ارضا نماید:

۱- انتگرال تابع موجک باید صفر باشد [۱۹]

$$\int_{-\infty}^{+\infty} \Psi(t) d(t) = 0 \quad (5)$$

۲- انرژی آن محدود باشد [۱۹]

$$\int_{-\infty}^{+\infty} |\Psi(t)|^2 d(t) < +\infty \quad (6)$$

۳- باید در رابطه (۷) صدق نماید [۱۹]

$$\int_{-\infty}^{+\infty} \frac{|\Psi(\omega)|^2}{\omega} d(\omega) = 0 \quad (7)$$

که در آن Ψ تبدیل فوریه ψ و ω بیانگر بسامد است. رابطه (۶) پیشنهاد میکند که تابع به صورت نوسانی است. رابطه (۷) به این معنی است که بیشترین انرژی تابع موجک برای یک بازه زمانی کوتاه نامحدود نمی‌شود [۲۰].

مفهوم انسجام

در بحث پردازش داده توزیع همبستگی می‌تواند برای انتخاب محدوده فرکانسی استفاده شود. همبستگی کیفیت رابطه خطی بین ورودی و خروجی را مشخص می‌کند. تابع همبستگی از طریق زیر به دست می‌آید [۲۱].

$$\gamma_{u,y}^2(\omega) = \frac{|S_{y,u}(\omega)|^2}{S_{uu}(\omega)S_{yy}(\omega)} \quad (8)$$

γ^2 تابع همبستگی می‌باشد.

S تابع چگالی طیفی پیچیده باارزش را بیان می‌کند.

U ورودی سیستم و Y خروجی سیستم می‌باشد.

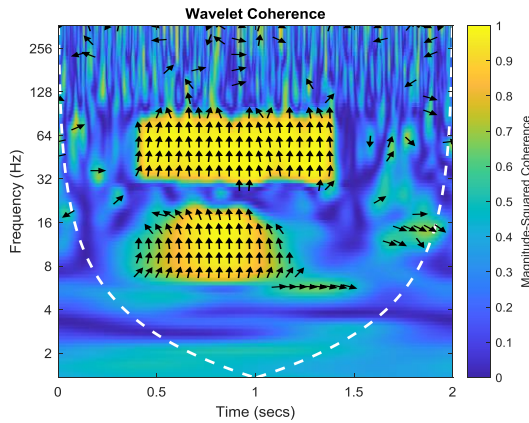
همبستگی نشان‌دهنده خطی بودن پاسخ فرکانسی است و محدوده تغییرات آن صفر تا یک است. همبستگی بالا نشان‌دهنده یک رابطه خطی مناسب بین ورودی و خروجی است و همبستگی پایین نشان‌دهنده این است که خروجی تحت تأثیر ورودی‌های اعمالی نبوده است [۲۱]. هم چنین مقدار صفر نشان‌دهنده این است که هیچ همبستگی بین داده‌های ورودی و خروجی وجود ندارد. مقدار همبستگی یک، یک همبستگی ایده آل بین داده‌های ورودی و خروجی را نشان می‌دهد. دلیل عدم همبستگی ممکن است ناشی از غیر خطی بودن یا نسبت سیگنال به نویز پایین باشد یا ممکن است ناشی از چگالی طیفی توان سیگنال‌های ورودی و خروجی باشد که به درستی تخمین زده نشده‌اند. یک محدوده فرکانسی همبستگی بیشتر از ۰/۶ برای شناسایی سیستم حوزه فرکانس قابل قبول می‌باشد و بیشتر از ۰/۸ نشان‌دهنده این است که خطی بودن برای شناسایی سیستم بسیار مناسب می‌باشد [۲۱].

^۳ Short-Time Fourier Transform

^۴ Continuous wavelet transform

^۵ Discrete wavelet transform

فلش هایی که به صورت \rightarrow و \leftarrow هستند، به ترتیب نشان-دهنده هم فاز بودن و غیرهمفاز یا در واقع همبستگی مثبت و منفی بودن سری ها است. فلشهای \uparrow ، \nearrow ، و \searrow نشان دهنده این است که سری دوم دنباله رو سری اول است یعنی در واقع تغییرات سری اول علت تغییرات سری دوم است. فلشهای \downarrow ، \nwarrow و \nearrow عکس آن را نشان میدهد.



شکل ۲- نمودار همبستگی بین دو داده ورودی و خروجی

الگوریتم کاهش نویز

برای اجرای الگوریتم کاهش نویز ابتدا با استفاده از مفهوم انسجام موجک، همبستگی بین داده ورودی به پرنده و خروجی متناظر با آن در مؤلفه زمان و فرکانس استخراج می‌شود. خروجی ماتریسی خواهد بود که ردیف‌های آن نشان‌دهنده فرکانس و ستون‌های آن زمان است و مقادیر این ماتریس اعدادی بین صفر و یک‌اند که نشان‌دهنده همبستگی در هر فرکانس و در هر مقطع زمانی داده است. (که می‌توان آن را مشابه شکل ۲ ترسیم نمود). سپس زمان‌ها و فرکانس‌هایی که همبستگی بین داده ورودی و خروجی کم (کمتر از ۰/۶) است مشخص می‌شود. در مرحله بعدی با استفاده از مفهوم تبدیل موجک پیوسته نمودار زمان- فرکانس داده‌های ورودی و خروجی استخراج می‌شود که نشان‌دهنده فرکانس‌های موجود در هر مقطع از داده می‌باشد. در این مرحله تأثیر نواحی زمان فرکانسی با همبستگی پائین در تجزیه زمان فرکانس داده‌های ورودی و خروجی صفر می‌شود در نتیجه با استفاده از مفهوم تبدیل موجک معکوس از نمودار زمان فرکانس اصلاح شده سیگنال‌های فیلتر شده بازسازی می‌شوند. شکل ۳ نمای کلی این مراحل را نشان می‌دهد.

انسجام موجک

انسجام موجک شامل یک تحلیل سه‌بعدی زمان، فرکانس و شدت ارتباط بین اجزاء سری‌های زمانی است بنابراین، انسجام موجک در مقایسه با تحلیل‌های سنتی نتیجه بهتری از حرکت‌های هم‌زمان بین داده‌ها را فراهم می‌آورد انسجام موجک به‌صورت زیر بیان می‌گردد [۲۲].

$$R_{xy}^2(\tau, s) = \frac{|S(s^{-1}(W_{xy}(\tau, s)))|^2}{S(s^{-1}(|W_x(\tau, s)|^2))S(s^{-1}(|W_y(\tau, s)|^2))} \quad (9)$$

در رابطه (۹) S به‌عنوان یک عملگر هموارسازی^۶ در طول زمان و همچنین مقیاس در نظر گرفته می‌شود. مقادیر همبستگی موجک عددی بین صفر و یک است ($0 \ll R_{xy}^2(\tau, s) \ll 1$). که عدد یک نشان‌دهنده هم‌حرکتی بالا بین داده‌ها می‌باشد. همبستگی صفر نشان‌دهنده عدم وجود حرکت هم‌زمان بین داده‌های ورودی و خروجی است ولی همبستگی مثبت نشان‌دهنده وجود حرکت هم‌زمان بین داده‌ها است. به طوری که هر قدر به یک نزدیکتر باشد بیانگر حرکت هم‌زمان قویتر می‌باشد.

همبستگی موجک نمی‌تواند بین حرکت مشترک منفی و مثبت (غیرهمفاز و هم‌فاز) تمایز قائل شود؛ زیرا همه جملات را به‌صورت مجذور در نظر می‌گیرد؛ بنابراین، برای به‌دست‌آوردن اطلاعات موردنیاز در مورد حرکت مشترک مثبت و منفی از مفهوم اختلاف‌فاز استفاده می‌شود. در این تحقیق از موجک مورلت استفاده شده است تبدیل موجک پیوسته مورلت پیچیده است و به اجزاء حقیقی و موهومی تجزیه می‌شود. اختلاف‌فاز مطابق با رابطه (۱۰) بیان می‌شود [۲۲].

$$\varphi_{xy}(\tau, s) = \frac{\Im\{S(s^{-1}W_{xy}(\tau, s))\}}{\Re\{S(s^{-1}W_{xy}(\tau, s))\}} \quad (10)$$

در رابطه (۱۰) \Re و \Im به ترتیب اجزای موهومی و حقیقی تبدیل موجک هستند.

خروجی روابط (۹) و (۱۰) تصویری مطابق شکل ۲ خواهد بود نواحی با رنگ زرد نشان‌دهنده هم‌حرکتی بالا بین داده‌های ورودی و خروجی و نواحی آبی رنگ هم‌حرکتی پایین بین داده‌ها در فرکانس مشخص و در آن بازه زمانی خاص می‌باشد.

^۶ Smoothing operator

بررسی عملکرد این الگوریتم بر روی داده‌های پرواز پهپاد راهکاری مناسب برای بررسی کارایی این متد است. پارامترهایی که باید برآورد شوند مشتقات پایداری حرکت طولی آن هستند. در بخش‌های فرعی زیر، پهپاد هدف، مدل فرضی برای شناسایی و تخمین پارامترها، روند اندازه‌گیری داده‌های موردنیاز برای شناسایی و نتایج به تفصیل تشریح شده است.

پرنده هدف

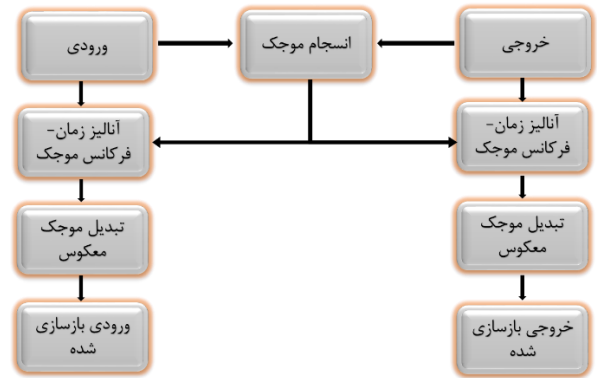
برای انجام آزمایش پرواز از یک پرنده بدون سرنشین مطابق با شکل ۵ استفاده شده است که دارای ابعاد و اندازه‌هایی مطابق با جدول ۱ می‌باشد. این پرنده چند منظوره بعنوان پهپاد آموزش خلبانی پرنده‌های بدون سرنشین، انجام ماموریت‌های شناسایی برد نزدیک و متوسط و هدف‌های متحرک سرعت پایین، مرزبانی، امداد و نجات، جنگل‌بانی و ارزیابی خسارت‌های حوادث مورد استفاده قرار می‌گیرد. هدف از طراحی این پهپاد کارایی آیرودینامیکی بالا با رعایت سادگی بسته بندی و آماده سازی، مانور پذیری و کنترل پذیری مناسب است.



شکل ۵- تصویری از پرنده هدف برای انجام آزمایش پرواز

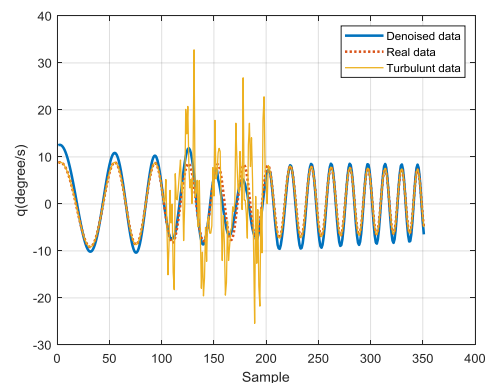
جدول ۱- مشخصات وزنی و ابعادی پرنده بدون سرنشین مورد آزمایش

واحد	نماد	پارامتر
سانتی‌متر	۲۶۰	طول
سانتی‌متر	۳۵۰	دهانه بال (span)
سانتی‌متر	۱۲۵	ارتفاع



شکل ۳- نمای کلی الگوریتم کاهش نویز موجک

برای نمونه در شکل ۴ می‌توان عملکرد این الگوریتم در مواجهه با داده‌های آغشته به توربولانس در مود طولی پرنده مشاهده نمود. همچنین شکل ۸ به صورت تصویری مراحل مربوط به این کار را برای داده‌های آغشته به نویز سنسور نشان می‌دهد که ابتدا با یک ورودی سینوسی با فرکانس متغیر روی ایلرون تحریک شده سپس یکی از خروجی‌های متناظر با این ورودی (تغییرات سرعت زاویه‌ای حول محور x) که به نویز آغشته شده با این روش پاک‌سازی شده و با مقادیر واقعی خود مقایسه شده است.



شکل ۴- عملکرد الگوریتم کاهش نویز در مواجهه با داده‌های در معرض توربولانس

تأثیر الگوریتم کاهش نویز بر روی تابع تبدیل پرنده

بدون سرنشین

الگوریتم کاهش نویز موجک همچنین برای شناسایی سیستم و استخراج توابع تبدیل یک پرنده بدون سرنشین اعمال شده است. پهپادهای کوچک به راحتی توسط باد تحت تأثیر قرار می‌گیرند و شناسایی ویژگی پرواز آنها دشوار است؛ بنابراین

نتایج اعمال الگوریتم بر داده‌های تست پرواز پرنده

بدون سرنشین

بعد از اعتبارسنجی الگوریتم کاهش نویز موجک حال نوبت به پیاده‌سازی آن بر روی داده‌های پرواز واقعی پرنده بدون سرنشین می‌رسد. در ابتدا الگوریتم برای پاک‌سازی داده‌های ورودی و خروجی مودهای طولی (ورودی الویتور و خروجی سرعت زاویه ای حول محور x) و عرضی - سمتی (ورودی ایلرون و خروجی سرعت زاویه‌ای حول محور y) استفاده شده است که نتایج آن را می‌توان در شکل‌های ۹ و ۱۰ مشاهده نمود که با داده‌های خام پروازی مقایسه شده است. در ادامه برای اثبات کارآمدی روش در تشخیص داده تمیز و ناشی از دینامیک پرنده به تخمین توابع تبدیل طولی و عرضی پرنده در دو مرحله پرداخته شده است در مرحله اول از همان داده‌های خام و بدون پاک‌سازی و در مرحله دوم از داده‌های پاک‌سازی شده برای تخمین توابع تبدیل استفاده شده است. سپس ورودی اعمالی به پرنده در تست پرواز به این توابع تبدیل اعمال و پاسخ آن‌ها با پاسخ پرواز واقعی مقایسه شده است. برای مثال در شکل ۱۱ می‌توان دقت این روش در تخمین دقیق‌تر تابع تبدیل طولی $\frac{q(s)}{\delta e(s)}$ (نسبت تغییرات سرعت زاویه حول محور y به تغییرات الویتور) را بررسی نمود که مشاهده می‌شود که پاسخ ناشی از تابع تبدیل با داده پاک‌سازی شده شباهت خیلی بیشتری به پاسخ پرنده در حالت واقعی دارد. در همین راستا در جدول ۲ می‌توان نتایج حاصل از این دو تخمین را بررسی نمود:

جدول ۲- مقایسه نتایج حاصل از تخمین قبل و بعد از پاک‌سازی داده‌ها به روش موجک برای تابع تبدیل طولی

	Accuracy(%)	FPE ^{۱۰}	MSE ^۹
Before Denoising	۶۴	۰/۰۲۸۷۲	۰/۰۲۵۴۴
After Denoising	۹۳/۸۲	۰/۰۰۰۹۷۹۱	۰/۰۰۰۹۳۹۱

مدل تابع تبدیل برای توصیف حرکت هواپیما

برای بررسی رفتار خطی هواپیما حول نقطه تعادل از روش‌های مختلف خطی‌سازی معادلات حرکت مانند تئوری اختلالات کوچک استفاده می‌شود. با انتقال متغیرهای این معادلات از فضای زمان به فضای فرکانس به وسیله تبدیل لاپلاس به توابع تبدیل هواپیما در مودهای طولی و عرضی - سمتی می‌رسیم که نشان‌دهنده پاسخ فرکانسی سیستم به تحریک ورودی است. خروجی می‌تواند هر پارامتر پاسخ هواپیما مانند زوایای وضعیت، زوایای حمله یا سرش جانبی، سرعت‌های زاویه‌ای و یا شتاب‌ها باشد در اثر تحریک سطوح فرامین به‌عنوان ورودی باشد. این توابع تبدیل دارای خروجی‌هایی از جمله نمودار مکان هندسی صفرها و قطب‌ها، تعدادی از ضرایب بی بعد در دستگاه بدنی و آنالیز پایداری پرنده هستند.

سیستم داده‌برداری و شرح تست پرواز

انجام تست پرواز به‌منظور شناسایی سیستم پرنده در ارتفاع ۲۵۰ متری از سطح زمین و با سرعت تقریبی ۱۰۰ کیلومتر بر ساعت در حالت تعادل انجام شده است ورودی‌های سطوح فرامین مختلف به پرنده اعمال و خروجی‌های متناظر با آنها ضبط شده است، در این آزمایش از یک سیگنال سینوسی با فرکانس متغیر^۷ برای اعمال ورودی به پرنده استفاده شده است که به صورت دستی از طریق رادیو کنترل اعمال شده است. سیستم داده‌برداری در این آزمایش سیستم کنترل پرواز تجاری پیکس‌هاک^۸ می‌باشد که شامل واحد ناوبری INS/GPS و سنسور ها میکرو الکترومکانیکی (MEMS) به منظور اندازه‌گیری متغیرهای وضعیت و واحد ذخیره‌سازی داده است. داده‌های مربوط به ورودی و خروجی با فرکانس داده‌برداری ۵۰ هرتز در یک کارت حافظه ذخیره می‌شود [۲۳]. این سیستم بسیار کوچک و سبک است، در عین حال داده‌هایی به اندازه کافی دقیق برای شناسایی سیستم فراهم می‌کند. در شکل ۱۳ می‌توان نمونه‌ای از داده‌های ورودی و خروجی متناظر با آن را در مود طولی مشاهده نمود.

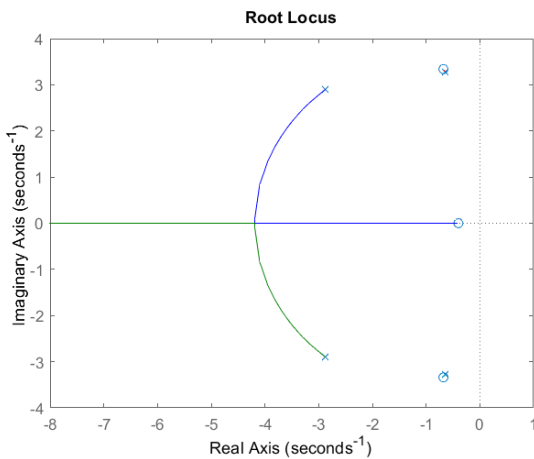
^۹ Mean Squared Error

^{۱۰} Final Prediction Error

^{۱۱} Damping Ratio

^۷ Chirp Signal

^۸ Pixhawk



شکل ۶- نمودار صفرها و قطب های مود طولی

همین روند برای تابع تبدیل $\frac{p(s)}{\delta a(s)}$ (نسبت تغییرات سرعت زاویه حول محور X به تغییرات ایلرون) مربوط به مود عرضی نیز طی شد که در شکل ۱۱ و ۱۲ نیز می توان نمودارهای مربوط به داده های پاک سازی شده و پاسخ ناشی از توابع تبدیل قبل و بعد از پاک سازی مقایسه نمود. که در نهایت منجر به تابع تبدیل رابطه (۱۲) شد:

$$\frac{p(s)}{\delta a(s)} = \frac{0.0616s^3 + 0.03372s^2 + 0.2264s + 0.1278}{s^4 + 13.15s^3 + 13.38s^2 + 49.58s + 36.23} e^{0.01s} \quad (12)$$

مطابق با این تابع تبدیل و حل معادله مشخصه سیستم ریشه های مربوط به مود عرضی به شرح ذیل به دست خواهد آمد:

$$s_1 = -\frac{0}{7766} \rightarrow (spiral)$$

$$\left\{ \begin{matrix} s_2 = \frac{1}{9416i} \\ s_3 = -\frac{1}{9416i} \end{matrix} \right\} \rightarrow (DutchRoll) \rightarrow \left(\zeta_D = 0 \quad \omega_D = \frac{1}{9.7 \text{ sec}} \right) \quad (12)$$

$$s_4 = -\frac{12}{3739} \rightarrow (roll)$$

که نمودار مکان هندسی مربوط به این تابع تبدیل مطابق با شکل ۷ می باشد. هم چنین در جدول ۳ نیز نتایج حاصل از تخمین قبل و بعد از پاک سازی داده ها مشابه مود طولی مقایسه شده است که نشان دهنده افزایش حدوداً ۲۰ درصدی دقت تخمین می باشد:

مشخص است که پاسخ ناشی از توابع تبدیلی که از داده های پاک سازی شده استخراج شده اند شباهت خیلی بیشتری به پاسخ واقعی پرنده در طول پرواز دارد که این تابع تبدیل مطابق با رابطه (۱۱) می باشد:

$$\frac{q(s)}{\delta e(s)} = \frac{0.02001s^3 + 0.03512s^2 + 0.2432s + 0.09278}{s^4 + 7.017s^3 + 35.18s^2 + 85.44s + 186.5} e^{0.01s} \quad (11)$$

مطابق با این تابع تبدیل و مقایسه با فرمت استاندارد تعریف شده در پیوست های موجود در مرجع [۲۴] می توان ضرایب بی بعد طولی در دستگاه بدنی را استخراج نمود:

جدول ۳- ضرایب طولی تخمین زده شده		
ضریب	مقدار	واحد
$C_{m\delta e}$	$6/1685 (e^{-4})$	$\frac{1}{pwm}$
C_{mq}	$-24/1119$	$\frac{1}{rad/s}$
C_{zw}	-0.2821	$\frac{1}{ft/s}$
C_{mw}	-0.047	$\frac{1}{ft/s}$

پارامترهای موجود در ضرایب آیرودینامیک در جدول ۵ و در انتهای مقاله آمده است. همچنین با حل معادله مشخصه سیستم (مخرج تابع تبدیل) می توان ریشه ها و فرکانس و ضریب دمپینگ^{۱۱} مود های فیوگوید و پریود کوتاه را به صورت زیر استخراج نمود:

$$s_1 = -0/6370 + 3/2819i \rightarrow (phugoid)$$

$$s_2 = -0/6370 - 3/2819i \rightarrow (phugoid)$$

$$\rightarrow \left(\zeta_{ph} = 2/1295, \omega_{ph} = 3/3431 \frac{rad}{sec} \right)$$

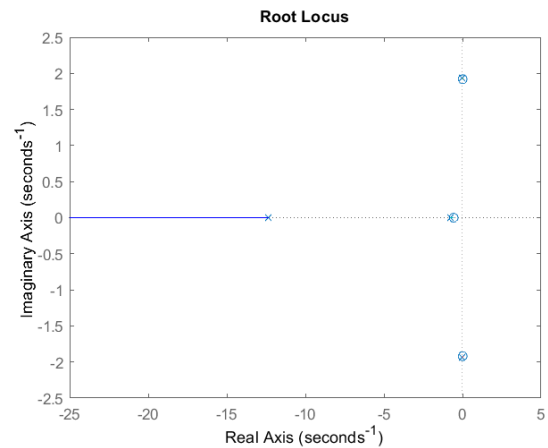
$$s_3 = -2/8714 + 2/9051i \rightarrow (shortperiod)$$

$$s_4 = -2/8714 - 2/9051i \rightarrow (shortperiod)$$

$$\rightarrow \left(\zeta_{sp} = 11/7285, \omega_{sp} = 4/0846 \frac{rad}{sec} \right)$$

در نتیجه نمودار قطب ها و صفرهای سیستم در مود طولی مطابق با شکل ۶ می باشد.

مودهای مختلف و آنالیز پایداری پرنده پرداخته شد. که در مود طولی پرنده دارای فرکانس $4/086$ هرتز برای مود پریود کوتاه و فرکانس $3/3431$ هرتز برای مود فیوگناید است. هم چنین چهار قطب سیستم در سمت چپ محور موهومی می باشند که نشان دهنده پایداری دینامیکی پرنده در مود طولی می باشد. برای مود عرضی نیز مود داچ رول پرنده دارای فرکانس $1/9$ رادیان بر ثانیه و دو قطب مربوط به آن دقیقاً روی محور موهومی می باشند که نشان دهنده پایداری بحرانی در این مود می باشد. دو قطب دیگر (مربوط به مود های مارپیچ و غلطشی) در سمت چپ محور موهومی قرار گرفته اند که نشان دهنده پایداری آن هاست.



شکل ۷- نمودار صفرها و قطب های مود عرضی

جدول ۴- مقایسه نتایج حاصل از تخمین قبل و بعد از پاک سازی داده ها به روش موجک برای تابع تبدیل عرضی

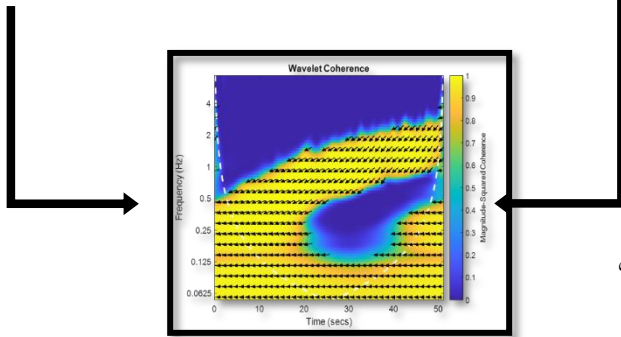
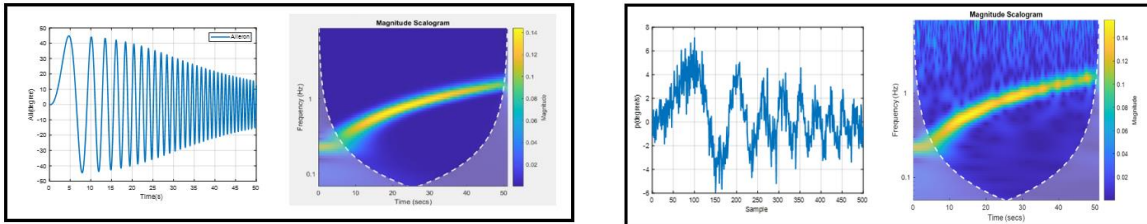
	Accuracy(%)	FPE	MSE
Before Denoising	۶۵	۰/۰۲۶۵۱	۰/۰۲۵۳۷
After Denoising	۸۵/۲۷	۰/۰۰۶۳۴۲	۰/۰۰۶۰۴۶

نتیجه گیری

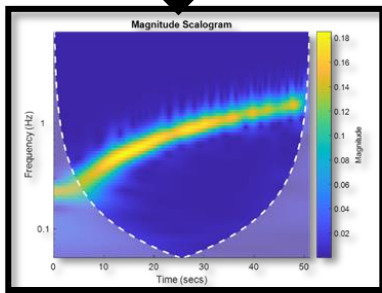
در این تحقیق الگوریتمی ارائه شد که قادر است با استفاده از آنالیز زمان - فرکانس تبدیل موجک داده های نویزی ناشی از آزمایش پرواز را پاک سازی نموده و یک مجموعه داده تمیز و ناشی از دینامیک هواپیما استخراج نماید. برای این کار ابتدا یک شبیه سازی شش درجه آزادی در محیط سیمولینک متلب توسعه داده شد و از اطلاعات هواپیمای بوئینگ ۷۴۷ استفاده شد. پرنده به صورت مجازی به پرواز در آمده و در ازای ورودی، خروجی های مدنظر نیز ثبت گردید. با آغشته نمودن داده ها به نویز (سنسور و فرایند) عملیات پاک سازی بر روی آنها صورت گرفت و با داده های اصلی مقایسه شد. که نشان از توانمندی بالای این روش در استخراج داده واقعی از داده نویزی دارد. در مرحله بعدی این الگوریتم بر روی داده های تست پرواز واقعی یک پرنده بدون سرنشین اعمال شد. که مشخص شد این الگوریتم باعث افزایش ۳۰ درصدی دقت تخمین توابع تبدیل پرنده در مود طولی و افزایش ۲۰ درصدی در مود عرضی گردید. در ادامه با استفاده از این توابع تبدیل به استخراج

خروجی $\phi(\text{degrees/s})$

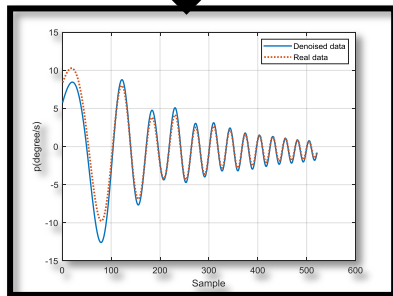
ورودی $\alpha(\text{degrees})$



نمودار زمان- فرکانس انسجام ورودی و خروجی

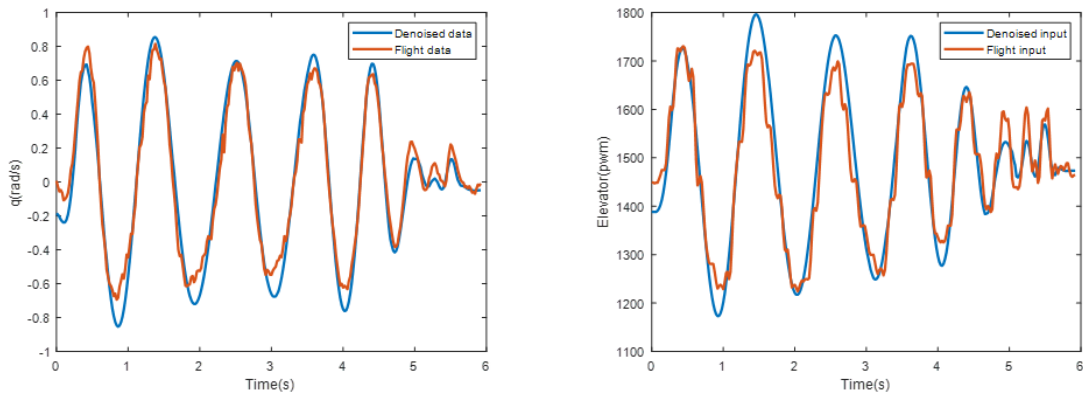


نمودار زمان- فرکانس داده خروجی پاک‌سازی شده

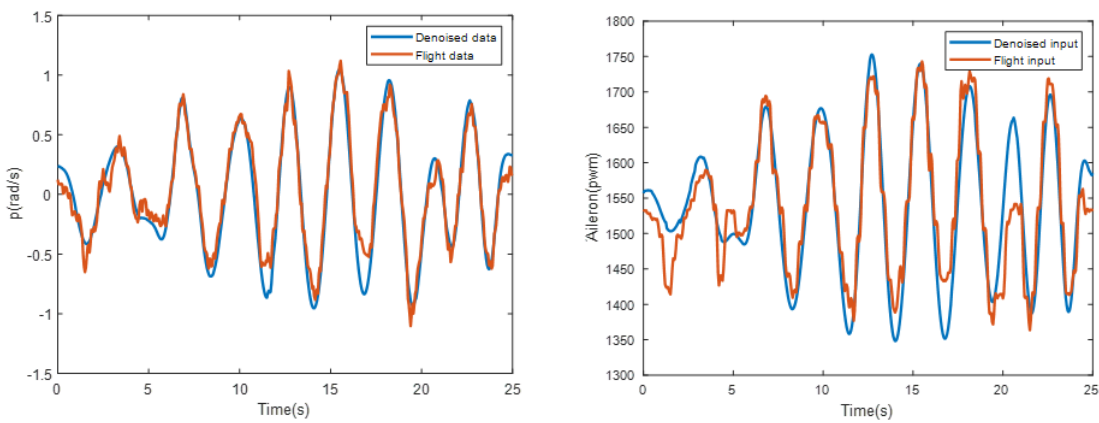


مقایسه خروجی پاک‌سازی شده با خروجی اصلی (بدون نویز)

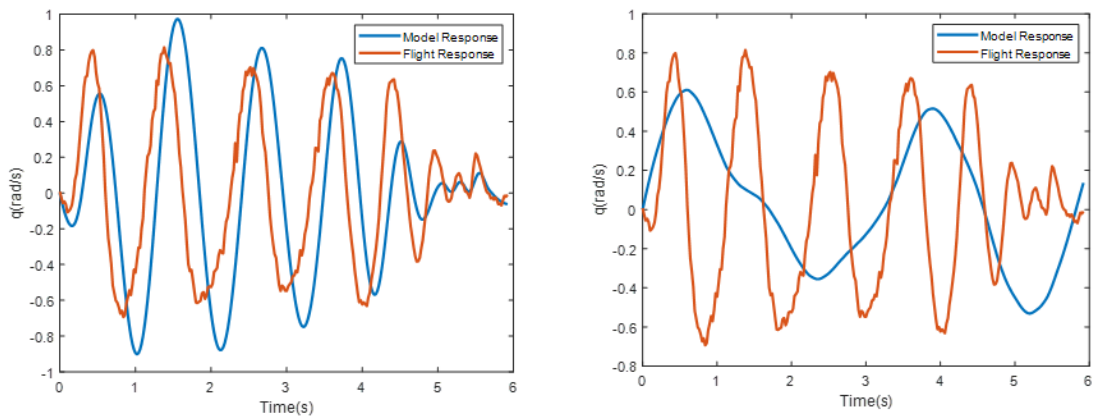
شکل ۸- عملکرد الگوریتم کاهش نویز در مواجهه با نویز سنسور



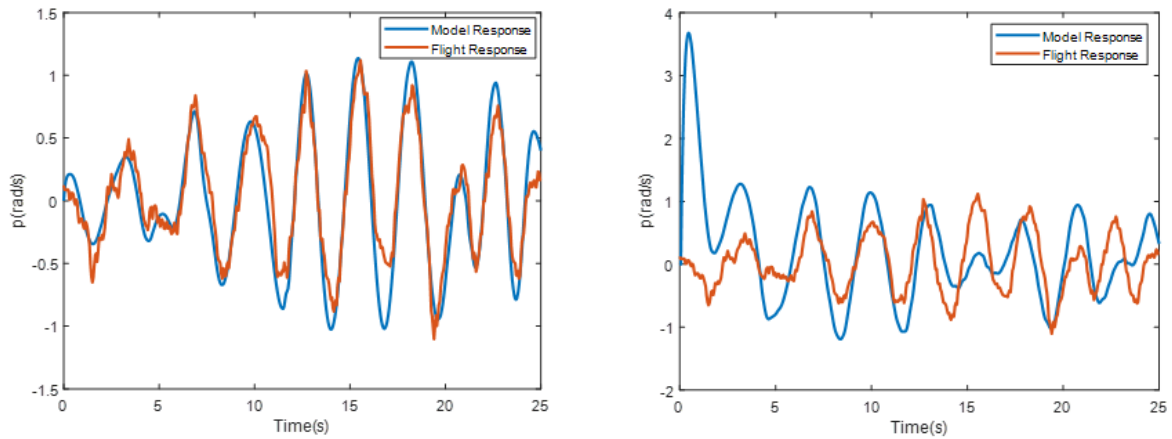
شکل ۹- مقایسه داده های پاک سازی شده ورودی و خروجی (مود طولی) به روش موجک با داده های خام پروازی



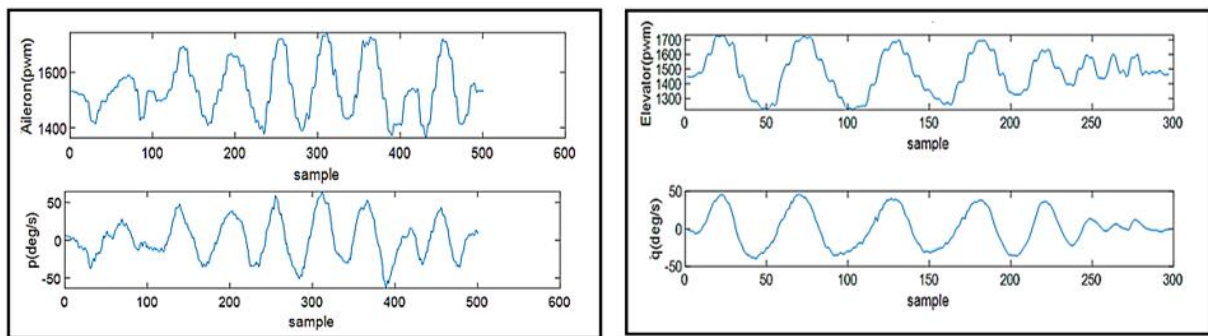
شکل ۱۰- مقایسه داده های پاک سازی شده ورودی و خروجی (مود عرضی) به روش موجک با داده های خام پروازی



شکل ۱۱- مقایسه پاسخ توابع تبدیل برازش شده به داده های پرواز قبل (راست) و بعد (چپ) از پاک سازی به روش موجک به ورودی پرواز در مود طولی



شکل ۱۲- مقایسه پاسخ توابع تبدیل برازش شده به داده های پرواز قبل (راست) و بعد (چپ) از پاک سازی به روش موجک به ورودی پرواز در مود عرضی



مود عرضی

مود طولی

شکل ۱۳- نمونه ای از داده های ورودی و خروجی در مودهای طولی و عرضی

جدول ۵- تعریف پارامترهای موجود در ضرایب آیرو دینامیک

پارامتر	تعریف
m	ممان حول محور y
Z	نیرو در راستای محور Z در دستگاه بدنی
q	سرعت زاویه ای حول محور y (Pitch rate)
w	سرعت در راستای محور Z در دستگاه بدنی
δe	تغییرات زاویه ایلرون
pwm	(Pulse width Modulation) سیگنالی الکتریکی با بازه مشخص برای کنترل زاویه عملگر

منابع و مراجع

- [۱] Leśniak, A. N. D. R. Z. E. J., Danek, T., & Wojdyła, M. A. R. E. K. (2009). Application of Kalman filter to noise reduction in multichannel data. *Schedae Informaticae*, 17(18), 63-73.
- [۲] Halidou, A., Mohamadou, Y., Ari, A. A. A., & Zacko, E. J. G. (2023). Review of wavelet denoising algorithms. *Multimedia Tools and Applications*, 82(27), 41539-41569.
- [۳] Wei, T., & SHI, Z. K. (2005). Wavelet denoising of flight flutter testing data for improvement of parameter identification. *Chinese Journal of Aeronautics*, 18(1), 72-77.
- [۴] Liu, W., Cao, S., & Chen, Y. (2015). Seismic time-frequency analysis via empirical wavelet transform. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 13(1), 28-32.
- [۵] Grgic, S., Grgic, M., & Zovko-Cihlar, B. (2001). Performance analysis of image compression using wavelets. *IEEE Transactions on industrial electronics*, 48(3), 682-695.
- [۶] Cao, H., Fan, F., Zhou, K., & He, Z. (2016). Wheel-bearing fault diagnosis of trains using empirical wavelet transform. *Measurement*, 82, 439-449.
- [۷] Chakraborty, D., Kovvali, N., Papandreou-Suppappola, A., & Chattopadhyay, A. (2015). An adaptive learning damage estimation method for structural health monitoring. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 26(2), 125-143.
- [۸] Ueda, T., Iio, M., & Ikeda, T. (2009). Flutter prediction using continuous wavelet transform. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 51(174), 275-281.
- [۹] Lichota, P., Sibilski, K., & Ohme, P. (2017). D-optimal simultaneous multistep excitations for aircraft parameter estimation. *Journal of Aircraft*, 54(2), 747-758.
- [۱۰] Le, T. P., & Argoul, P. (2004). Continuous wavelet transform for modal identification using free decay response. *Journal of sound and vibration*, 277(1-2), 73-100.
- [۱۱] Li, Y., Wei, H. L., & Billings, S. A. (2010). Identification of time-varying systems using multi-wavelet basis functions. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 19(3), 656-663.
- [۱۲] Sun, Y., Xi, N., & Tan, J. (2004). On-line parameter identification of a cart by mobile manipulation pushing. *Robotics and Autonomous Systems*, 46(1), 29-46.
- [۱۳] Naruoka, M., Hino, T., & Tsuchiya, T. (2010). Real-Time System Identification of Aircraft Dynamics Using Time-Frequency Wavelet Analysis. In *27th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS)* (pp. 1-10). Edinburgh, UK: Optimage Ltd.
- [۱۴] Mohammadi, S. J., Sabzeparvar, M., & KArrari, M. (2010). Aircraft stability and control model using wavelet transforms. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 224(10), 1107-1118.
- [۱۵] Lichota, P. (2023). Wavelet transform-based aircraft system identification. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 46(2), 350-361.
- [۱۶] Ichwanul Hakim, T. M., & Arifianto, O. (2018, April). Implementation of Dryden continuous turbulence model into simulink for LSA-02 flight test simulation. In *Journal of Physics: Conference Series* (Vol. 1005, p. 012017). IOP Publishing. Shi, R., & Wan, W. (2015). Analysis of flight dynamics for large-scale morphing aircraft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, 87(1), 38-44.
- [۱۷] Hoseini Vaez, S. R., Dehghani, E., & Babaei, V. (2017). Damage detection in post-tensioned slab using 2D wavelet transforms. *Journal of Rehabilitation in civil Engineering*, 5(2), 22-35.

- [۱۸] Unser, M., & Blu, T. (2003). Wavelet theory demystified. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 51(2), 470-483.
- [۱۹] Douka, E., Loutridis, S., & Trochidis, A. (2003). Crack identification in beams using wavelet analysis. *International Journal of solids and structures*, 40(13-14), 3557-3569.
- [۲۰] Kim, H., & Melhem, H. (2004). Damage detection of structures by wavelet analysis. *Engineering structures*, 26(3), 347-362.
- [۲۱] Tischler, M. B., & Remple, R. K. (2012). *Aircraft and rotorcraft system identification* (pp. 1-5). Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [۲۲] Kang, S. H., McIver, R. P., & Hernandez, J. A. (2019). Co-movements between Bitcoin and Gold: A wavelet coherence analysis. *Physica A: Statistical Mechanics and its Applications*, 536, 120888.
- [۲۳] Lear, D. J. (2017). *Development of a Data Acquisition System for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) System Identification*. Old Dominion University.
- [۲۴] Cook, M. V. (2012). *Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control*. Butterworth-Heinemann.