



تخمین غیرخطی خصوصیات مودهای پروازی هواپیما در مانور اسپین با استفاده از الگوریتم تجزیه مودهای تجربی (EMD) و انتقال هیلبرت

میرابوالفضل مختاری¹، مهدی سبزه پرور^{2*}

1- دانشجوی دکترا، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیر کبیر، تهران

2- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیر کبیر، تهران

* تهران، صندوق پستی 1591634311، sabzeh@aut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 15 شهریور 1395
پذیرش: 30 آذر 1395
ارائه در سایت: 28 دی 1395

کلید واژگان:

انتقال هیلبرت
تحلیل طیفی شبه تجربی
مودهای ذاتی
مانور اسپین
مودهای پروازی

چکیده

در این تحقیق انتقال هیلبرت هوانگ به همراه تحلیل طیفی تجربی برای تحلیل و شناسایی مودهای پروازی در مانور اسپین مورد بررسی قرار می‌گیرد. روش‌های سنتی تحلیل داده‌ها، همگی مبتنی بر فرض خطی بودن و ایستا بودن فرآیند مورد بررسی هستند. اما در سامانه‌های واقعی همچون داده‌های پروازی مربوط به مانورهای غیرخطی، داده‌ها عمدتاً هم غیرخطی و هم غیرایستا هستند که این امر تحلیل داده‌های چنین سامانه‌ای را به‌کمک روش‌های یاد شده دچار دشواری می‌نماید. انتقال هیلبرت یک روش تحلیل داده‌های شبه تجربی است که بر یک بنیان تطبیقی استوار است و می‌تواند بیانی دارای معنی فیزیکی را از داده‌های یک فرآیند غیرخطی و غیرایستا ارائه نماید. از این‌رو در این مقاله روشی برای شناسایی مودهای پروازی با استفاده از اندازه‌گیری شده در پرواز با استفاده از الگوریتم تحلیل طیفی تجربی و نیز انتقال هیلبرت ارائه می‌گردد. به منظور اعتبارسنجی روش نتایج ابتدا با نتایج حاصل از تحلیل کلاسیک مقایسه می‌گردد که نشان از عملکرد صحیح الگوریتم استخراج شده دارد. در نهایت این الگوریتم برای شناسایی خصوصیات مودهای پروازی در مانور غیرخطی اسپین اعمال می‌شود. نتایج نشان‌دهنده 5 مود پروازی شناسایی شده می‌باشد که مود اول مربوط به اغتشاشات وارد بر هواپیما در مانور اسپین، مود دوم مربوط به پاسخ به ورودی‌های کنترلی و در نهایت سه مود دیگر مربوط به مود فوگوتید و مودهای پروازی غیراستاندارد با نسبت میرایی پایین هستند که به علت کوپلینگ حرکت طولی و عرضی به‌وجود آمده‌اند و توسط روش‌های کلاسیک قابل شناسایی نمی‌باشند.

Nonlinear Estimation of Flight Mode characteristics in Spin Maneuver by using Empirical Mode Decomposition Algorithm and Hilbert Transform

Mir Abolfazl Mokhtari, Mehdi Sabzeparvar*

Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

* P.O.B. 1591634311, 424, Tehran, Iran, sabzeh@aut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 05 September 2016
Accepted 20 December 2016
Available Online 17 January 2017

Keywords:

Hilbert transform
Empirical Mode Decomposition
IMF
Spin Maneuver
Flight mode

ABSTRACT

Identification of spin maneuver flight characteristics is the focus of this paper. To analyse airplane flying quality, identification of the dynamic modes and extraction of their characteristics is essential for assessment of the airplane dynamic stability and response-to-control. The paper aims to present a new method for identification of some flight modes, including natural and nonstandard modes, and extraction of their characteristics the same as instantaneous frequency and instantaneous damping ratio, directly from measurements of flight parameters in the time domain in nonlinear flight regime. Firstly, a conceptual method based on the Empirical Mode Decomposition (EMD) algorithm is proposed. The key issue of the EMD algorithm is to represent the signal as the summation of the pattern and detailed parts, besides separating them from each other. By utilizing the Empirical Mode Decomposition (EMD) capabilities in real-time, a local-online algorithm is introduced which estimates the signal intrinsic mode functions. Secondly, by applying Hilbert- Huang transformation to IMFs obtained by EMD algorithm, the flight characteristics the same as instantaneous frequency and instantaneous damping ratio for flight mode has been estimated from spin measured flight data. The results indicate the appropriate performance of the identification method in nonlinear flight regime.

1- مقدمه

بیشترین نوع سانحه و سقوط در طول تاریخ پرواز در نظر گرفته می‌شوند. برای نمونه در طول سال‌های 1965 تا 1972 میلادی نیروی دریایی آمریکا جمعاً 169 هواپیما از دست داده است (به‌طور متوسط دو هواپیما در ماه)، که در این لیست بیشترین آن‌ها مربوط به هواپیمای فانتوم (F4) می‌باشد [1]. با توجه به تعداد زیاد سوانح به‌وجود آمده در اثر اسپین و نیز اجتناب‌ناپذیر بودن

پدیده اسپین¹ (فرچرخ) از همان نخستین روزهای پروازی انسان سانحه آفرین بوده است و از آن زمان تاکنون بسیاری جان خود را بر اثر این پدیده از دست داده‌اند. به‌طوری‌که می‌توان گفت سوانح هوایی به‌علت اسپین به‌عنوان

¹ Spin

Please cite this article using:

M. A. Mokhtari, M. Sabzeparvar, Nonlinear Estimation of Flight Mode characteristics in Spin Maneuver by using Empirical Mode Decomposition Algorithm and Hilbert Transform, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 1, pp. 322-332, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

وقوع آن در پرواز و نیز خصوصیات خاص غیرخطی حاکم بر این پدیده، بررسی رفتار هواپیما در اسپین در این تحقیق مورد توجه گرفته است. برای آنالیز کیفیت پرواز هواپیما، شناسایی مودهای دینامیکی و نیز استخراج خصوصیات آن‌ها امری ضروری برای تحلیل پایداری هواپیما و نیز پاسخ به ورودی کنترلی می‌باشد.

تحلیل کلاسیک حرکت هواپیما به صورت خطی در ابتدا توسط راسکم [2] ارائه گردید. با استفاده از تئوری اغتشاشات کوچک و با جداسازی حرکت‌های طولی و عرضی معادلات حرکت به دو دسته معادلات دیفرانسیل مرتبه دوم خطی با ضرایب ثابت تبدیل شدند. این معادلات با استفاده از انتقال لاپلاس به توابع تبدیل طولی و عرضی تبدیل گشتند و سرانجام پس از به دست آوردن معادله مشخصه، مودهای پروازی و در نتیجه خصوصیات پایداری هواپیما استخراج گردید. این روش به علت سادگی و در دسترس بودن تحلیل کلاسیک حوزه فرکانس در زمینه کنترل به عنوان پراستفاده‌ترین روش در حوزه مطالعه رفتار هواپیما شناخته می‌شود. این دیدگاه قادر به مطالعه تحلیلی و فهم کیفی از رفتار پرواز نبوده ولی آنالیز کمی را برای پاسخ هواپیما به شرایط اولیه، اغتشاشات و ورودی‌های کنترلی می‌دهد. با در نظر گرفتن این مزایا روش کلاسیک در عین حال دارای بعضی کمبودها نیز می‌باشد. اولاً در این روش همه هواپیماها فقط دارای مودهای شناخته شده تحت عنوان مودهای طبیعی هست که شامل فوگوئید و پریود کوتاه برای حرکت طولی و رول و فرچرخ و داچ رول برای حرکت سمتی عرضی می‌باشند. که در این حالت این روش فقط مودهای طبیعی طولی و عرضی را شناسایی نموده مودهای غیراستاندارد که در رژیم‌های پروازی با زاویه حمله بالا و نرخ چرخش بالا رخ می‌دهند را نمی‌تواند شناسایی نماید. از این رو روش کلاسیک تا زمانی که زاویه حمله، زاویه لغزش، و سرعت‌های زاویه‌ای کوچک هستند و نیز فرضیاتی مانند جداسازی حرکات طولی و عرضی و نیز تئوری اغتشاشات پایدار برقرار باشند کارا می‌باشد. دوماً در این روش خصوصیات مودهای دینامیکی به طور غیرمستقیم از اندازه‌گیری‌های پروازی پس از شناسایی مشتقات آیرودینامیکی و حل معادله مشخصه طولی و عرضی به دست می‌آید. این مشتقات با استفاده از روش‌های تخمین شناسایی می‌گردند [3]. در مرجع [4] مدل‌سازی آیرودینامیکی از داده‌های پروازی با استفاده از تئوری کلاسیک و در مرجع [5] شناسایی سیستم هواپیما و بالگرد مورد توجه قرار گرفته است. در مرجع [6] نیز تخمین خطی توابع تبدیل هواپیما با استفاده از تئوری کلاسیک مورد بررسی قرار گرفته است. از آنجایی که روش‌های تخمین پارامتر خود خطاهای مخصوص به خود را دارند و همچنین با در نظر گرفتن خطاهای محاسباتی مطلوب‌تر است که خصوصیات مودهای پروازی با استفاده از روش مستقیم استخراج گردند.

روش‌های سنتی تحلیل سیگنال، همگی مبتنی بر فرض خطی بودن و ایستا بودن فرآیند مورد بررسی هستند. تنها در سال‌های اخیر، روش‌های جدیدی برای تحلیل داده‌های غیرخطی یا غیرایستا ارائه شده‌اند [7]. به عنوان مثال تحلیل موجک [8] و توزیع واگنر-وایلی [9] برای داده‌های خطی اما غیرایستا طراحی شده‌اند. همچنین روش‌های متفاوت تحلیل سری‌های زمانی غیرخطی برای داده‌های غیرخطی اما ایستا طراحی شده‌اند [10]. اما در سامانه‌های واقعی و مخصوصاً در بحث خصوصیات پروازی، داده‌ها عمدتاً هم غیرخطی و هم غیرایستا هستند که این امر تحلیل داده‌های چنین سامانه‌ای را به کمک روش‌های یاد شده دچار دشواری می‌نماید.

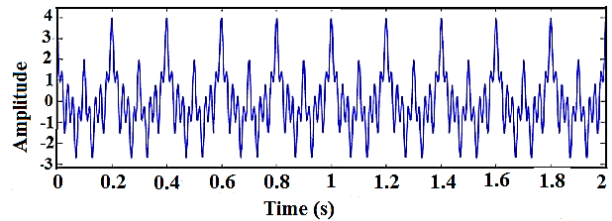
ایده نمایش یک تابع برحسب مجموعه‌ی کاملی از توابع اولین بار توسط ژوزف فوریه، به کار گرفته شد. فوریه اساساً ثابت کرد برای آن‌که یک تابع به

شیوه‌ای ساده و فشرده نمایش داده شود می‌توان از محورهایی استفاده کرد که به کمک مجموعه‌ای نامتناهی از توابع سینوس وار ساخته می‌شود. به عبارت دیگر یک تابع را می‌توان به وسیله حاصل جمع بی‌نهایت تابع سینوسی و کسینوسی نمایش داد. پایه‌های فوریه به صورت ابزارهایی اساسی، با کاربردهای فوق‌العاده متواتر در علوم، درآمده‌اند، تبدیل فوریه از آن‌جا که محتوای فرکانسی سیگنال را تعیین می‌کند، در مواردی که رفتار فرکانسی مهم باشد، اهمیت ویژه‌ای پیدا می‌کند. با همه توانایی که تبدیل فوریه دارد، دارای ضعف اساسی است و آن این‌که در مبنای فرکانس اطلاعات زمانی سیگنال دست یافتنی نخواهد بود. با مشاهده تبدیل فوریه یک سیگنال هرگز نمی‌توان گفت که یک اتفاق ویژه چه زمانی بروز کرده است اگر سیگنال مورد نظر نامتغیر با زمان باشد این موضوع اهمیت چندانی ندارد ولی در بسیاری از موارد سیگنال‌ها متغیر با زمانند که تبدیل فوریه قادر به آشکارسازی آن‌ها نیست. دقت به این نکته که حدود انتگرال رابطه فوریه از منفی بی‌نهایت تا مثبت بی‌نهایت می‌باشد از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. چرا که با این تعبیر، هیچ تفاوتی ندارد که فرکانس f در کجای زمان حضور داشته باشد. به بیان دیگر، یک فرکانس غالب، صرف‌نظر از این‌که در چه زمان‌هایی در سیگنال ظاهر شود، حاصل انتگرال را به یک میزان تحت تاثیر قرار می‌دهد. این نکته، ناکارآمدی تبدیل فوریه را در آنالیز سیگنال‌هایی که فرکانس متغیر (نا ایستا) دارند نشان می‌دهد. می‌توان چنین نتیجه‌گیری کرد که تبدیل فوریه تنها بیان‌کننده این است که فرکانس f در سیگنال مورد نظر وجود دارد یا خیر، اما هیچ نوع اطلاعاتی در مورد بازه زمانی متناظر با پدیداری آن فرکانس در اختیار نمی‌گذارد. لذا توجه به ایستا بودن یا نبودن سیگنال، پیش از انجام آنالیز فوریه الزامی است. برای آشنایی بیشتر با کارکرد تبدیل فوریه و ضعف آن در مشخص‌سازی موقعیت زمانی فرکانس‌های موجود سیگنال $x_1(t)$ مخلوطی از 4 تابع کسینوسی با فرکانس‌های 50, 20, 10, 5 هرتز باشد که در تمام زمان‌ها حضور دارند. همچنین فرض کنید سیگنال $x_2(t)$ مخلوطی از همان 4 فرکانس باشد با این تفاوت که هر کدام از فرکانس‌ها فقط در یک بازه زمانی خاص حضور دارند. "شکل 1" این دو سیگنال را به همراه تبدیل فوریه آن‌ها نشان می‌دهد. آن‌چنان که دیده می‌شود در هر دو طیف چهار قله برجسته متناظر با فرکانس‌های 50, 20, 10, 5 هرتز وجود دارد. البته با یک مقایسه بصری می‌توان دید که طیف متناظر با سیگنال (الف) فقط دارای 4 قله برجسته به شکل پیک حول فرکانس متناظر با خود می‌باشد، در حالی که طیف سیگنال (ب) علاوه بر 4 قله برجسته، دارای نوسانات و قله‌های کوچکتر دیگری در سایر فرکانس‌ها نیز می‌باشد. دلیل کم بودن این نوسانات این است که آن‌ها، فرکانس غالب نیستند، بلکه در نتیجه تغییرات ناگهانی بین فرکانس‌های مختلف ظاهر شده‌اند. اما در یک نگاه کلی، هر دو طیف نشان‌دهنده وجود 4 فرکانس غالب در سیگنال می‌باشد اما هیچ‌گونه اطلاعات زمانی (مکانی) در اختیار قرار نمی‌دهد، لذا تبدیل فوریه ابزار مناسبی برای تمایز این دو سیگنال نیست اکنون به دنبال این هستیم که به نوعی اطلاعات زمانی را در کنار مشخصات فرکانسی سیگنال وارد کنیم.

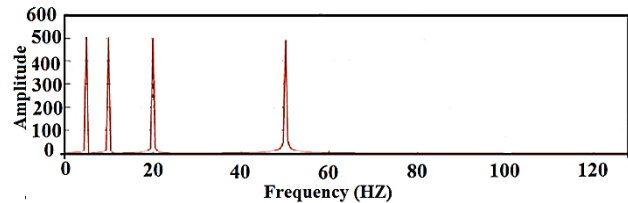
برای رفع این مشکل از روش‌های تبدیل زمان-فرکانسی استفاده می‌شود که توانایی تحلیل سیگنال در هر دو حوزه زمان و فرکانس را دارند. از معروف‌ترین این روش‌ها تبدیل موجک است. موجک تابع مشخص مفروضی با میانگین صفر است و بسط برحسب انتقال‌ها و اتساع‌های این تابع انجام می‌گیرد، برخلاف چند جمله‌ای‌های مثلثاتی، موجک‌ها در فضا به صورت

و غیرایستا ارائه نماید. انتقال هیلبرت شامل دو بخش اصلی می‌باشد: در بخش پیش پردازش، سیگنال مورد بررسی توسط فرآیند تحلیل طیفی شبه تجربی^۱ به اجزای آن یعنی توابع مود ذاتی^۲ تجزیه می‌شود [12]. در بخش پردازش، انتقال هیلبرت بر روی هر یک از توابع مود ذاتی اعمال می‌شود تا مشخصات آنی هر یک مانند فرکانس و دامنه و نیز نسبت میرایی آنی به دست آید. یکی از مزیت‌های مهم انتقال هیلبرت که آن را نسبت به روش‌های پیشین توانمندتر می‌سازد، تطبیقی بودن این روش است؛ چرا که شرط ضروری برای بیان داده‌های غیرخطی و غیرایستا، تطبیقی بودن روش در استخراج داده‌هاست [11]. تطبیقی بودن در این‌جا یعنی مجموعه‌ی پایه مورد استفاده باید وابسته به داده‌ها باشد؛ از این‌رو الگوهای بیان داده‌ها مانند تبدیل فوری و تحلیل موجک که براساس یک مجموعه پایه‌ی پیشینی از قبل تعیین شده ارائه شده‌اند، علی‌رغم پیچیدگی، قابل اتکا نخواهند بود. براساس بررسی‌های انجام شده توسط این روش، انتقال هیلبرت نتایج بسیار بهتری را در تحلیل فرآیندهای غیرخطی و غیرایستا نسبت به سایر روش‌های پیشین مانند تبدیل فوری و تحلیل موجک بویژه در بیان زمان-فرکانس-انرژی ارائه می‌نماید [12]. مزیت دیگر انتقال هیلبرت - هوانگ آن است که نتایج به دست آمده از این انتقال دارای معنای فیزیکی درستی نیز می‌باشند که درک آن ملموس می‌باشد، چرا که توصیف معنادار فیزیکی یک سیستم به صورت دامنه‌ی آنی^۳ و فرکانس آنی^۴ است که آشکار کننده تلفیق فرکانس‌های درون موجی است. این امر با استفاده از انتقال هیلبرت براحتی امکان‌پذیر است، در حالی که در روش‌های پیشین (مانند تبدیل فوری و تحلیل موجک) انحراف همساز^۵ ناشی از تحمیل یک سیستم غیرخطی به یک ساختار خطی وجود دارد که موجب عدم ارائه معنای فیزیکی صحیح از داده‌ها می‌شود [13]. بیان این نکته نیز ضروری است که در کنار مزایای چشمگیر انتقال هیلبرت، این روش دارای معضلاتی نیز هست که مهم‌ترین آن‌ها شبه تجربی بودن آن است. بدین معنا که پایه‌ها و مسائل ریاضیاتی مرتبط با انتقال هیلبرت در حال تکمیل شدن هستند؛ اما هنوز برخی از این جنبه‌های ریاضیاتی تکمیل نشده‌اند که به منظور ایجاد یک روش کامل و قدرتمند لازم است این مسائل در آینده حل گردند. لیستی از این معضلات ریاضی در مرجع [12] ارائه شده است. محمدی با استفاده از تبدیل موجک مشخصات آیرودینامیکی و نیز پایداری هواپیما را مورد بررسی قرار داد [14]. از انتقال هیلبرت نخستین بار تانگ [15] برای تحلیل نوسانات فوگناید حرکت طولی هواپیما استفاده کرد. باقرزاده [16] توانست با استفاده از انتقال هیلبرت مودهای پروازی حرکت طولی را مورد شناسایی قرار دهد.

در ادامه مقاله ضمن مروری بر مفاهیم انتقال هیلبرت و همچنین روش تحلیل طیفی تجربی، الگوریتمی برای شناسایی خصوصیات مودهای پروازی با استفاده از انتقال هیلبرت از داده‌های پروازی ارائه می‌گردد. الگوریتم مذکور به داده‌های پروازی واقعی یک رژیم پروازی اعمال و مودهای پروازی طولی شناسایی و با نتایج حاصله از تحلیل کلاسیک که با استفاده از توابع تبدیل استخراج شده است مقایسه می‌گردد. نتایج نشان از عملکرد درست الگوریتم شناسایی مودهای پروازی و به‌ویژه مود فوگناید دارد. در ادامه الگوریتم مذکور به سیگنال زاویه حمله و نیز سرعت محلی حاصل از داده‌های پروازی مانور اسپین اعمال شده است. نتایج نشان از پنج مود پروازی شناسایی شده



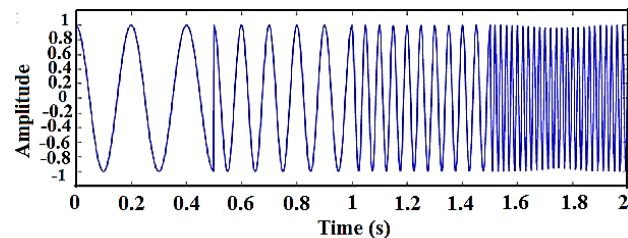
(الف) (ب)



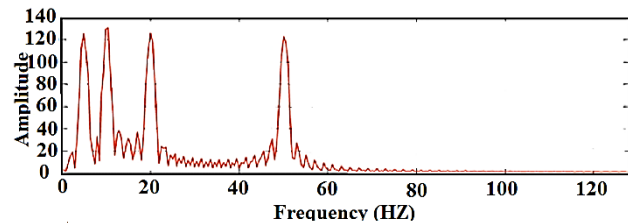
(ب) (ب)

Fig. 1 signal with all frequencies in all time, b. Fourier transform of signal

شکل 1 (الف) سیگنال شامل مخلوطی از فرکانس‌های 5, 10, 20, 50 هرتز مخلوط کسینوسی شامل تمام فرکانس‌ها در تمام زمان‌ها، (ب) تبدیل فوری سیگنال



(الف) (ب)



(ب) (ب)

Fig. 2 signal with all frequencies in some times, b. Fourier transform of signal

شکل 2 (الف) سیگنال شامل مخلوطی از فرکانس‌های 5, 10, 20, 50 هرتز مخلوط کسینوسی شامل تمام فرکانس‌ها در بعضی زمان‌ها به نحوی که هر فرکانس فقط در یک بازه به خصوص حضور دارد، (ب) تبدیل فوری سیگنال

موضوعی بررسی می‌شوند و به این ترتیب ارتباط نزدیکتری بین بعضی توابع و ضرایب آن‌ها امکان‌پذیر می‌شود و پایداری عددی بیشتری در بازسازی و محاسبات فراهم می‌گردد. هر کاربردی را که مبتنی بر تبدیل سریع فوریه است می‌توان با استفاده از موجک‌ها فرمول‌بندی کرد و اطلاعات فضایی (یا زمانی) موضعی بیشتری به دست آورد. به‌طور کلی، این موضوع بر پردازش سیگنال و تصویر و الگوریتم‌های عددی سریع برای محاسبه عملگرهای انتگرالی اثر می‌گذارد [8].

انتقال هیلبرت- هوانگ در سال 1998 به‌عنوان ابزاری قدرتمند برای تحلیل پدیده‌های فیزیکی در حوزه زمان فرکانس ارائه گردید [11]. این انتقال یک روش تحلیل داده‌های شبه تجربی است که بر یک بنیان تطبیقی استوار است و می‌تواند بیانی دارای معنای فیزیکی را از داده‌های یک فرآیند غیرخطی

¹ Empirical mode decomposition

² Intrinsic mode function

³ Instantaneous amplitude

⁴ Instantaneous frequency

⁵ Harmonic distortion

$$h(f) = \int_0^T H(f, t) dt \quad (7)$$

که در آن h طیف حاشیه‌ای هیلبرت است. طیف حاشیه‌ای هیلبرت سهم هر فرکانس از دامنه آنی سیگنال در بازه زمانی T را نشان می‌دهد. توصیف بیشتر روابط ریاضی هیلبرت در مرجع [12] آمده است. مشاهده می‌گردد که انتقال هیلبرت اساساً یک انتگرال کانولوشن از $x(t)$ و $1/t$ است و از این رو بر ویژگی‌های محلی تابع $x(t)$ تاکید می‌کند. همچنین بیان قطبی انتقال هیلبرت نیز طبیعت محلی آن را آشکارتر می‌سازد، چرا که بهترین برازش محلی برای دامنه و فاز تابع متغیر با زمان $x(t)$ است.

3- تجزیه مودهای شبه تجربی [11, 10]

علی‌رغم تعاریف ارائه شده در بخش‌های قبل برای انتقال هیلبرت، تعریف فرکانس آنی همچنان محل مناقشه است و برای یک تابع دلخواه به دست آوردن فرکانس آنی از روش هیلبرت امکان‌پذیر نمی‌باشد. برای برطرف نمودن این مشکل، هوانگ و سایرین راه‌کاری ارائه دادند که تحلیل طیفی تجربی یا تجزیه‌ی مودهای شبه تجربی نام دارد. مزایای عمده‌ی استفاده از انتقال هیلبرت پس از ارائه این روش توسط هوانگ آشکار گردید و از این رو ترکیب این دو روش را تبدیل هیلبرت-هوانگ می‌نامند. همان‌طور که توسط هوانگ و همکاران در [11] شرح داده شده، تحلیل طیفی تجربی فرآیند غربالگری تجربی برای تجزیه یک سیگنال به تعداد متناهی از توابع نوسانی دارای هیلبرت خوش رفتار است که به آن‌ها توابع مودی ذاتی گفته می‌شود. آن گونه که در مراجع [11, 10] ذکر شده تجزیه‌ی مودهای شبه تجربی برای استخراج داده‌های یک فرآیند غیرخطی یا غیرایستا ضروری می‌باشد. این روش برخلاف روش‌های تجزیه پیشینی، یک روش شهودی، مستقیم، تطبیقی و استقرایی است که مجموع توابع پایه آن براساس داده‌ها و به دست آمده از همان داده‌ها می‌باشد. تجزیه‌ی مودهای شبه تجربی بر این فرض استوار است که داده از مودهای نوسانی مختلف ساخته شده که با تجمع با همدیگر یک داده‌ی پیچیده را ایجاد کرده‌اند. هر کدام از این مودهای نوسانی، یک تابع مود ذاتی نام دارد. تابع مود ذاتی بیانگر یک سیگنال تک-جزئی با محدوده باریک¹ است و از این حیث با توابع همساز² تشابه دارد، اما عمومی‌تر است، زیرا دامنه و فرکانس آن توابعی از زمان هستند. هر تابع مودی ذاتی دارای شرایط زیر است.

- در کل محدوده زمانی سیگنال تعداد اکستریم‌ها با تعداد عبور از صف‌های سیگنال برابر و یا حداکثر یک واحد اختلاف داشته باشند.
- در هر لحظه از زمان، میانگین دامنه آنی (پوش) تعریف شده بر روی ماکزیم‌های نسبی و پوش تعریف شده بر روی مینیم‌های نسبی برابر صفر باشد.

گام‌های تجزیه تجربی سیگنال مانند $x(t)$ به صورت زیر است:

در گام اول تمام اکستریم‌های نسبی $x(t)$ محاسبه می‌شود. در گام دوم بین ماکزیم‌های نسبی (همچنین مینیم‌های نسبی) یک درون‌یابی درجه سوم انجام می‌شود تا پوش ماکزیم، e_{max} ، (همچنین پوش مینیم e_{min}) به دست آید. در گام سوم میانگین پوش‌های ماکزیم و مینیم، m_1 محاسبه شده و درگام چهارم تفاضل آن از $x(t)$ محاسبه می‌شود، که به آن اولین پیش تابع مودی ذاتی، h_1 گفته می‌شود. اگر h_1 شروط یک تابع مودی ذاتی را ارضاء کند به‌عنوان اولین تابع مودی ذاتی انتخاب می‌شود. در غیر این صورت گام‌های اول تا چهارم که موسوم به عملیات غربال‌گری است، بر روی

با استفاده از انتقال هیلبرت دارد. از این مودها اولی مربوط به مود فوگوئید دومی مربوط به پاسخ دینامیکی هواپیما به ورودی‌های کنترلی و مودهای بعدی مودهای غیراستانداردی می‌باشد که در اثر حرکت کوپلینگ طولی و عرضی به وجود آمده‌اند. شایان ذکر است که این مودها با روش‌های کلاسیک قابل شناسایی نبوده‌اند. در نهایت مشخصات سیستمی مودهای پروازی مانند فرکانس آنی و نیز نسبت میرایی استخراج و مکان هندسی هر مود رسم شده است مکان هندسی ریشه‌ها نشان از سه مود پایدار در بازه منفی محورها و نیز دو مود ناپایدار نزدیک صفر دارد.

2- تعریف انتقال هیلبرت

انتقال هیلبرت انتقالی انتگرالی مشابه فوریه و لاپلاس است با این تفاوت که در این انتقال بر خلاف انتقال فوریه و لاپلاس انتقالی بین فضاهای مختلف نیست و در واقع انتقال هیلبرت یک بخش موهومی متمم را با جابجایی یک چهارم از دوره‌ی تناوب به سیگنال می‌افزاید. و از این رو این انتقال روشی برای تشخیص دامنه و فرکانس آنی یک سیگنال می‌باشد. تبدیل کلاسیک هیلبرت-هوانگ از دو بخش تجزیه تجربی مودی و تحلیل طیفی هیلبرت تشکیل شده است. تجزیه مودی به‌عنوان قسمتی کلیدی شرط لازم برای استفاده از تحلیل طیفی هیلبرت را فراهم می‌کند. سپس به‌وسیله تحلیل طیفی هیلبرت توزیع فرکانس و دامنه سیگنال به‌صورت متغیر با زمان به دست می‌آید. برای هر تابع حقیقی $x(t)$ از کلاس L^p تبدیل هیلبرت، به‌صورت زیر تعریف می‌شود [12]:

$$H[x(t)] = y(t) = \frac{1}{\pi} P \int_{-\infty}^{\infty} \frac{x(\tau)}{t - \tau} d\tau \quad (1)$$

که P نشان‌دهنده مقدار ویژه کوشی انتگرال تکین است. برای تعریف تابع فاز، $\theta(t)$ ، سیگنالی تحلیلی متناظر با $x(t)$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$z(t) = x(t) + iy(t) = A(t)e^{i\theta(t)} \quad (2)$$

که در آن

$$A(t) = \sqrt{x^2(t) + y^2(t)}, \quad \theta(t) = \arctan\left(\frac{y(t)}{x(t)}\right) \quad (3)$$

به $A(t)$ و $\theta(t)$ به ترتیب دامنه آنی (پوش) و تابع فاز گفته می‌شود. با تعریف فوق $c(t)$ را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$c(t) = \Re(z(t)) = \Re(A(t)e^{i\theta(t)}) = A(t)\cos\theta(t) \quad (4)$$

که $\Re(\cdot)$ نشانگر بخش حقیقی عدد مختلط می‌باشد. اگر $c(t)$ را یک تابع مودی ذاتی در نظر بگیریم، در تحلیل طیفی هیلبرت هر تابع مودی ذاتی به صورت $A(t)\cos\theta(t)$ و تبدیل هیلبرت متناظر با آن نیز به صورت $A(t)\sin\theta(t)$ که $A(t)$ تابعی همواره مثبت و $\theta(t)$ تابعی با مشتق همواره نامنفی است. در نهایت فرکانس آنی $c(t)$ به صورت مشتق تابع فاز تعریف می‌شود:

$$f(t) = \frac{1}{2\pi} \frac{d\theta(t)}{dt} \quad (5)$$

با اعمال تبدیل هیلبرت به همه توابع مودی ذاتی، سیگنال $x(t)$ را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$x(t) = \Re\left\{\sum_{j=1}^n A_j(t)e^{j \int 2\pi f_j(t) dt}\right\} \quad (6)$$

طیف به دست آمده از این طریق طیف هیلبرت، $H(f, t)$ سیگنال $x(t)$ نامیده می‌شود. طیف حاشیه‌ای هیلبرت نیز به صورت زیر تعریف می‌شود:

¹ Narrow-Band Mono-Component Signal

² Harmonic Function

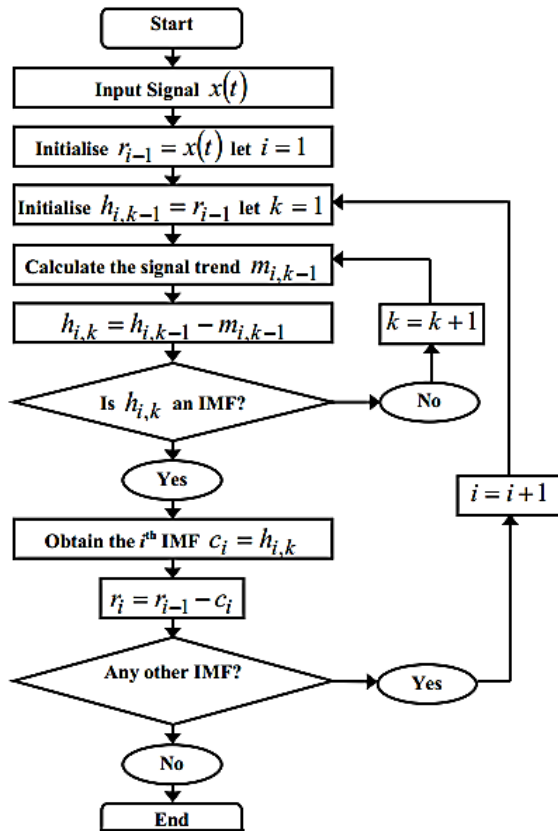


Fig. 3 EMD algorithms flowchart [13]

شکل 3 شمای کلی الگوریتم تجزیه مودهای تجربی [13]

فرکانس-زمان را برای دامنه، طیف دامنه‌ی هیلبرت (طیف هیلبرت) $H(\omega, t)$ می‌نامند. از آنجا که مربع دامنه، روشی مناسب برای بیان چگالی انرژی است، از مربع طیف هیلبرت می‌توان به‌عنوان طیف انرژی هیلبرت استفاده نمود. همچنین با استفاده از طیف هیلبرت تعریف شده، طیف حاشیه‌ای به‌صورت زیر قابل تعریف است:

$$h(\omega) = \int_0^T H(\omega, t) dt \quad (11)$$

طیف حاشیه‌ای، معیاری از دامنه‌ی حاصل جمع (یا انرژی) برای هر مقدار فرکانس است که دارای یک توزیع احتمالی است.

5- استخراج مشخصه‌های مودهای پروازی با استفاده از روش

تجزیه مود تجربی و انتقال هیلبرت

همان‌گونه که قبلاً اشاره شد می‌توانیم سیگنال تحلیلی را به‌فرم روابط (2) و (3) بنویسیم. بنابراین فرکانس آنی سیستم $\omega(t)$ از رابطه (12) به‌دست می‌آید:

$$\omega(t) = \frac{d\theta(t)}{dt} \quad (12)$$

با اعمال تبدیل هیلبرت به IMFهای به‌دست آمده از الگوریتم EMD سیگنال تحلیلی می‌تواند به‌فرم زیر نوشته شود:

$$z(t) = \sum_{j=1}^n a_j(t) e^{j \int \omega_j(t) dt} \quad (13)$$

برای هر مود پروازی با نسبت دمپینگ کوچک که دارای پاسخ فرکانسی مانند $x_j(t) = a_j(0) e^{-\xi_j \omega_j t} \cos(\omega_{jd} t + \phi_j(0))$ باشد، می‌توان نوشت:

h_1 آنقدر تکرار می‌شود تا اولین تابع مودی ذاتی، c_1 ، حاصل شود. تفاضل c_1 و $x(t)$ محاسبه می‌شود تا اولین باقیمانده، r_1 به‌دست آید. حال گام‌های اول تا چهارم بر روی r_1 تکرار می‌شود تا توابع مودی ذاتی بعدی استخراج شوند. با اتمام عملیات غربال‌گری، سیگنال $x(t)$ به‌صورت زیر تجزیه می‌شود:

$$x(t) = \sum_{i=1}^n c_i(t) + r_n(t) \quad (8)$$

هدف از تحلیل طیفی هیلبرت به‌دست آوردن فرکانس و دامنه آنی توابع مودی ذاتی به‌وسیله تبدیل هیلبرت و فراهم کردن توزیع دامنه نسبت به زمان و فرکانس می‌باشد. در حال حاضر در اکثر مطالعات موجود، بنابر پیشنهاد هوانگ [11]، از میانگین محدوده‌ی¹ تعریف شده توسط اسپیلاین مکعبی² گذرنده از بیشینه‌ها و کمینه‌های محلی به‌عنوان میانگین محلی استفاده می‌شود. به‌عبارت دیگر، ابتدا محدوده‌های بالا و پایین سیگنال با برازش اسپیلاین مکعبی به ترتیب به بیشینه‌ها و کمینه‌های محلی سیگنال ایجاد می‌شود و سپس مقدار میانگین این دو محدوده به‌عنوان میانگین محلی معرفی می‌گردد. لازم به ذکر می‌باشد که در فرآیند غربالگری دو امر بسیار مهم می‌باشد:

- زدودن موج‌های سوار³ که این کار برای کسب فرکانس آنی معنادار توسط انتقال هیلبرت ضروری است.
- متقارن نمودن نمودار موج برای جلوگیری از عدم همخوانی با موج‌های مجاور.

از این‌رو به‌منظور کسب دو هدف یاد شده، یک عملیات غربالگری واحد ممکن است برای جدا کردن روند سیگنال همواره کافی نباشد؛ بنابراین فرآیند غربالگری باید آنقدر تکرار گردد تا سیگنال به‌دست آمده دارای مشخصات تابع مود ذاتی باشد. لذا این فرآیند باید تا رسیدن به یک معیار توقف به‌صورت تکراری ادامه یابد و درنهایت نوسان باقیمانده که دارای بالاترین فرکانس هست به شکل تابع مود ذاتی باقی می‌ماند که دارای مشخصات مطلوب است. شمای کلی الگوریتم تجزیه را می‌توان در "شکل 3" مشاهده نمود.

4- تحلیل طیفی هیلبرت

با به‌دست آوردن توابع مودی ذاتی، اعمال انتقال هیلبرت بر روی هر یک از آن‌ها برای به‌دست آوردن فرکانس آنی ساده خواهد بود. پس از اعمال انتقال هیلبرت بر روی توابع مود ذاتی، داده‌ی اصلی را می‌توان به‌عنوان بخش حقیقی عبارت زیر بیان نمود:

$$x(t) = \text{Re} \left\{ \sum_{j=1}^n a_j(t) e^{j \int \omega_j(t) dt} \right\} \quad (9)$$

که در آن از باقیمانده r صرف‌نظر می‌شود. ملاحظه می‌گردد که این معادله، مشابه بیان فوریه به شکل زیر است:

$$x(t) = \text{Re} \left\{ \sum_{j=1}^n a_j(t) e^{i \omega_j t} \right\} \quad (10)$$

با این تفاوت که در فوریه دامنه و فرکانس توابع ثابت هستند، اما در معادله بالا دامنه و فرکانس تابعی از زمان هستند. از این‌رو توابع مودی ذاتی، شکل عمومی‌تر بسط فوریه هستند. وجود دامنه‌ی آنی و فرکانس آنی متغیر با زمان برای هر تابع مود ذاتی، نه تنها به شدت کارایی بسط را افزایش می‌دهد بلکه امکان تشریح داده‌های غیرخطی و ایستا را فراهم می‌آورد [12]. این توزیع

¹ Envelope

² Cubic spline

³ Riding Waves

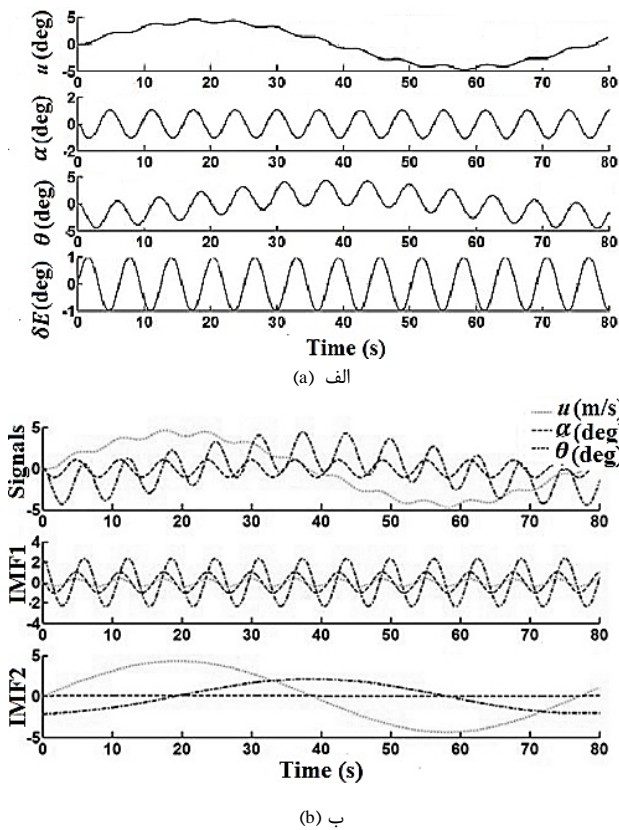


Fig. 4 (a) Perturbed simulated output signals excited by $\delta E = \sin(t)$ and (b) their IMFs.

شکل 4 الف: سیگنال‌های اغتشاشی تحریک شده با $\delta E = \sin(t)$ ب: مودهای نوسانی ذاتی آن‌ها (IMF)

که در روابط (18)، SP نشان‌دهنده پریود کوتاه و P نیز نشان‌دهنده فوگوئید می‌باشد. حال با اعمال یک سیگنال ورودی مانند $\delta E = \sin(t)$ تابع تبدیل طولی تحریک می‌گردد. پاسخ شبیه‌سازی شده زاویه پیچ، زاویه حمله به همراه سرعت اغتشاشی و مودهای نوسانی آن‌ها (IMF) در "شکل 4" نشان داده شده است. دامنه آنی، فرکانس آنی و نیز نسبت میرایی با استفاده از الگوریتم ارائه شده محاسبه می‌گردند که در "شکل 3" نشان داده شده است. همان‌گونه که در "شکل 5" مشاهده می‌گردد مودهای پروازی (IMF) اول دارای فرکانس و نسبت میرایی در حدود 1 و $2e^{-5}$ است.

بنابراین با مقایسه آن‌ها با سیگنال ورودی سینوسی می‌توان نتیجه گرفت که اولین مودهای ذاتی فرکانسی نشانگر پاسخ به سیگنال موجود است. مودهای ذاتی فرکانسی دوم دارای فرکانس در حدود 0.082 و نسبت میرایی در حدود -0.0045 با مقایسه با نتایج روش کلاسیک می‌توان استنباط کرد که مودهای ذاتی نوسانی دسته دوم نشانگر پاسخ به مود فوگوئید می‌باشد. همان‌گونه که مشاهده می‌گردد دامنه آنی مودهای دوم به‌طور ملایم با زمان زیاد شده و نسبت میرایی آن‌ها منفی هستند که هر دو نشان‌دهنده ناپایداری در مود فوگوئید برای هواپیما در پیکربندی مورد مطالعه بوده است. همچنین دامنه آنی مودهای دوم برای زاویه حمله اغتشاشی تقریباً برابر صفر است می‌دانیم زاویه حمله برای مود فوگوئید باید ثابت باشد که نشانگر این است که الگوریتم موردنظر در شناسایی مود فوگوئید به‌خوبی کار کرده است. مود پریود کوتاه به‌وسیله الگوریتم ارائه شده تشخیص داده نشده است که این خود جای تعجب ندارد زیرا به‌خاطر طبیعت فرکانس بسیار بالا و نیز میرایی بسیار

$$a_j(t) = a_j(0)e^{-\xi_j \omega_j t}$$

$$\theta_j = \omega_{jd} t + \phi_j(0) \quad (14)$$

از عبارت‌های بالا می‌توان نتیجه گرفت:

$$\frac{d(\ln a_j(t))}{dt} = -\xi_j \omega_j$$

$$\frac{d(\theta_j(t))}{dt} = \omega_{jd} = \omega_j \sqrt{1 - \xi_j^2} \quad (15)$$

که ω_j فرکانس طبیعی آنی و ξ_j نسبت دمپینگ (میرایی) مود پروازی نام می‌باشد. بنابراین با رسم زاویه فاز $\theta_j(t)$ براساس زمان و برازش کردن خط مستقیم بر آن با استفاده از حداقل مربعات خطا می‌توان شیب ω_{jd} را محاسبه نمود. همچنین با رسم نمودار $\ln a_j(t)$ براساس زمان و دوباره برازش خط راست با استفاده از حداقل مربعات می‌توان شیب $-\xi_j \omega_j$ را محاسبه کرد. با داشتن دو عبارت بالا دو پارامتر مجهول ω_j و ξ_j می‌تواند به‌دست آید. با داشتن این دو پارامتر می‌توان تابع تبدیل مود پروازی را استخراج و بنابراین مشخصات مود پروازی با استفاده از روش بالا معین می‌گردد.

6- صحه‌سنجی الگوریتم ارائه شده

در این قسمت به‌منظور اعتبارسنجی توانمندی روش ارائه شده در استخراج مودهای پروازی با استفاده از داده‌های تست پرواز این روش با روش‌های کلاسیک استخراج مودهای پروازی مورد مقایسه قرار گرفته است. برای این منظور تابع تبدیل هواپیمایی با استفاده از ضرایب آیرودینامیکی ارائه شده در جدول 1 محاسبه شده و با محاسبه معادله مشخصه و نیز حل آن مودهای طبیعی استخراج شده است.

برای اعتبارسنجی الگوریتم به‌دست آمده از توابع تبدیل طولی و عرضی سمتی استفاده می‌کنیم.

6-1- حرکت طولی

مطابق تئوری کلاسیک راسکم تابع تبدیل طولی از رابطه زیر به‌دست می‌آید [2]:

$$\frac{u(s)}{\delta_E(s)} = \frac{N_u}{D_1}$$

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_E(s)} = \frac{N_\alpha}{D_1}$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_E(s)} = \frac{N_\theta}{D_1} \quad (16)$$

که در آن‌ها u, α, θ زاویه پیچ و حمله و نیز سرعت اغتشاشی بوده و δ_E نیز ورودی الویتور می‌باشد. معادله مشخصه به‌فرم زیر استخراج می‌گردد.

$$276s^4 + 1023s^3 + 5408s^2 + 2.594s + 35.91 = 0 \quad (17)$$

مودهای طبیعی طولی (فوگوئید و پریود کوتاه) با به‌دست آوردن ریشه‌های معادله مشخصه به‌دست می‌آیند.

$$\begin{cases} \omega_{n-SP} = 4.4263 \\ \xi_{SP} = 0.4188 \end{cases} \quad \begin{cases} \omega_{n-P} = 0.0815 \\ \xi_P = -0.0048 \end{cases} \quad (18)$$

جدول 1 مشتقات آیرودینامیکی طولی برای هواپیمای خاص [13]

| اندازه | پارامتر | اندازه | پارامتر |
|--------|--------------------|--------|--------------------|
| 0.013 | C_{m_u} | 7 | C_{L_R} |
| -0.37 | C_{m_α} | 6.5 | C_{L_q} |
| 0 | C_{m_α} | 0 | C_{D_α} |
| -10.57 | C_{m_q} | 0 | C_{D_m} |
| 0 | $C_{m_{T_u}}$ | 0 | $C_{T_{xu}}$ |
| 0 | $C_{m_{T_\alpha}}$ | 0.36 | $C_{T_{\delta E}}$ |
| 0.13 | C_{L_N} | 0 | $C_{D_{\delta E}}$ |
| 4.17 | C_{L_u} | -0.45 | $C_{M_{\delta E}}$ |

که ریشه اول بیانگر مد مارپیچی، ریشه دوم نمایشگر مد چرخشی و ریشه‌های سوم و چهارم نیز نمایشگر مد نوسانی چرخش گهواره‌ای هستند. حال دوباره با اعمال یک سیگنال ورودی مانند $\delta E = \sin(t)$ تابع تبدیل سمتی جانبی تحریک می‌گردد. پاسخ شبیه‌سازی شده زاویه لغزش و مودهای نوسانی آن در "شکل 6" نشان داده شده است.

دامنه آنی، فرکانس آنی و نیز نسبت میرایی با استفاده از الگوریتم ارائه شده محاسبه می‌گردند که در "شکل 3" نشان داده شده است. همان‌گونه که در "شکل 7" مشاهده می‌گردد.

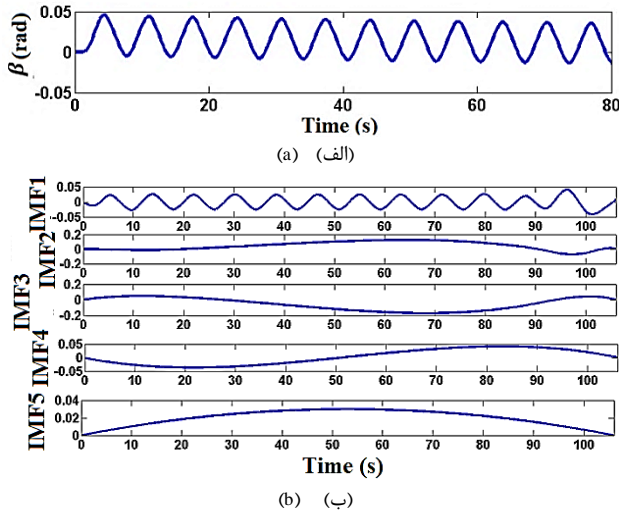


Fig. 6 (a) Perturbed simulated output signals excited by $\delta E = \sin(t)$ and (b) their IMFs.

شکل 6 الف: سیگنال اغتشاشی تحریک شده با $\delta E = \sin(t)$ ب: مودهای نوسانی ذاتی آن‌ها (IMF)

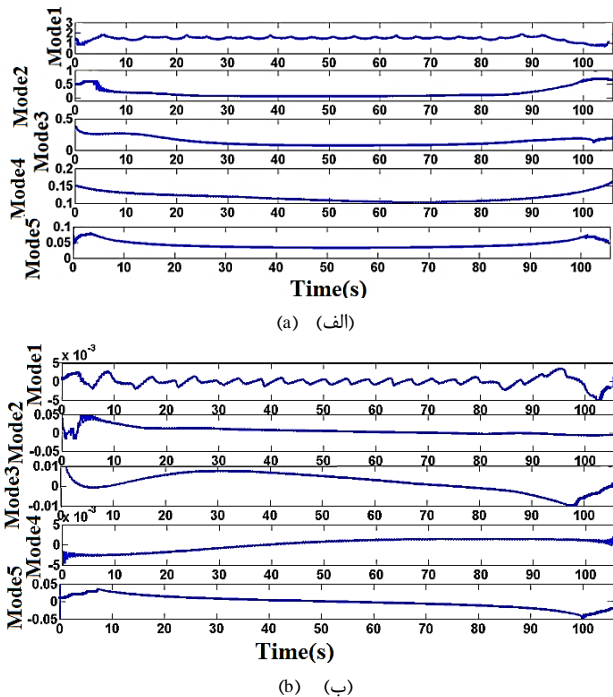
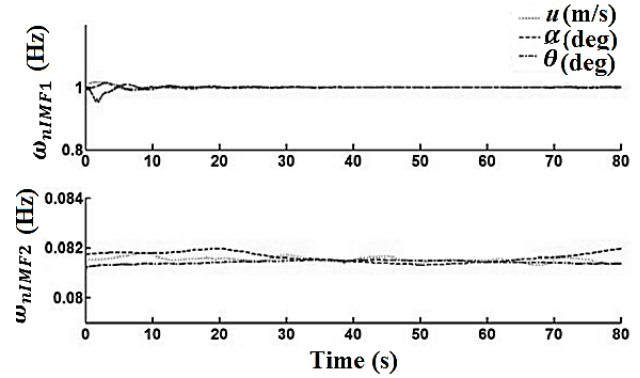
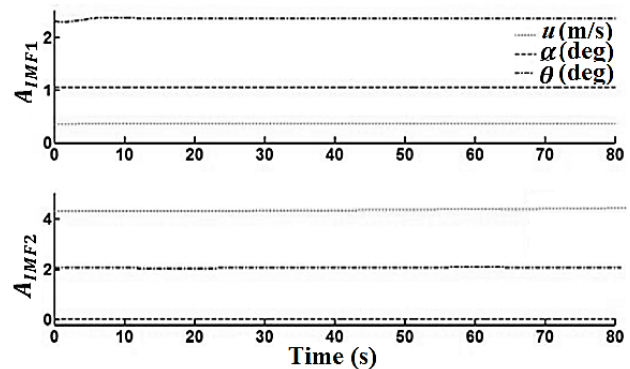


Fig.7 (a) Instantaneous frequency; (b) instantaneous damping ratio of the simulated output signals

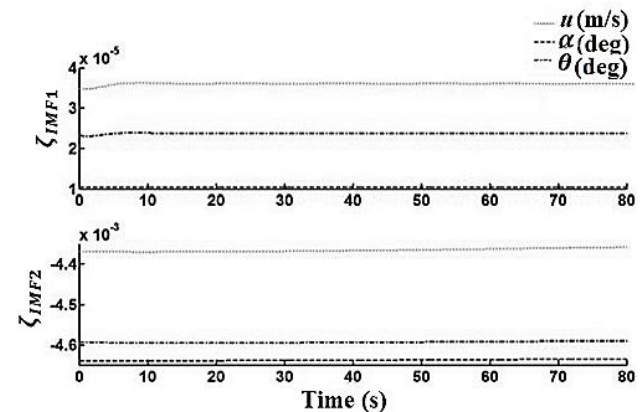
شکل 7 الف: فرکانس آنی ب: نسبت میرایی



(a) الف



(b) ب



(c) ج

Fig. 5 (a) Instantaneous frequency; (b) instantaneous amplitude and (c) instantaneous damping ratio of the simulated output signals

شکل 5 الف: فرکانس آنی ب: دامنه آنی ج: نسبت میرایی

زیاد این مود پاسخ‌های آن سریعاً حذف شده و بقدر کافی نوسان ندارد تا توسط الگوریتم مذکور ضبط گردد.

2-6- حرکت عرضی

می‌توان تابع تبدیل سمتی جانبی هواپیمای موردنظر را نیز مطابق تئوری کلاسیک راسکم به‌دست آورد. با حل مثال بالا معادله مشخصه سمتی جانبی هواپیما به‌شرح زیر به‌دست می‌آید [2]:

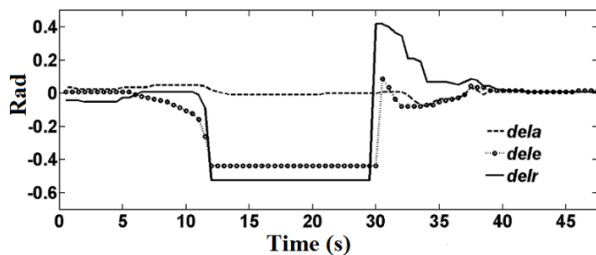
$$27s^4 + 9.414s^3 + 13.196s^2 + 47.85s + 0.43 = 0 \quad (19)$$

با حل این معادله ریشه‌ها به‌ترتیب زیر به‌دست می‌آیند:

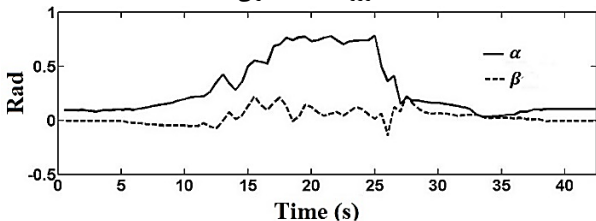
$$s_1 = -0.00877 \quad s_2 = -8.435 \quad s_{3,4} = -0.487 \mp i(2.335) \quad (20)$$

مخالف می‌باشد و بعد از مکت کوتاهی با حرکت دادن سطوح فرمان به سمت جلو از واماندگی بال‌ها جلوگیری می‌گردد. حرکت دادن سکان عمودی به منظور توقف حرکت انحراف سمتی می‌باشد که تا توقف کامل اسپین بایست شهرها به حالت خنثی نگه داشته شوند.

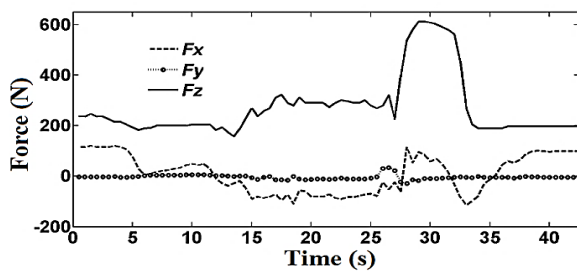
در ادامه این بخش خروجی‌های پروازی، داده‌های پروازی اندازه‌گیری شده در مانور اسپین مربوط به هواپیمای سبک هوانوردی تک موتوره بال پایین با دم عمودی V شکل با استفاده از انتقال هیلبرت مورد تحلیل قرار می‌گیرد. مشخصات کامل هواپیما و نیز نحوه داده برداری تفصیلاً در مرجع [17] آمده است. داده‌های پروازی مربوط به مانور اسپین مستقیم می‌باشد نمودار مربوط به ورودی‌های پروازی این مانور و نیز همچنین خروجی‌های پروازی حاصل در "شکل 8" مربوط به 40 ثانیه از پدیده اسپین آمده است. همان‌گونه که از نمودارها مشخص است سرعت اولیه هواپیما تقریباً برابر 160 نات می‌باشد. از ثانیه دهم با اعمال ورودی رادر و نیز الویتور و تا حدودی ایلرون، هواپیما وارد پدیده اسپین می‌گردد. سرعت نسبی هواپیما شدیداً شروع به کاهش نموده به طوری که در ثانیه 12 به کمترین مقدار خود یعنی 100 نات رسیده و همزمان زاویه حمله سریعاً افزایش می‌یابد که در ثانیه 18 به بیشترین مقدار



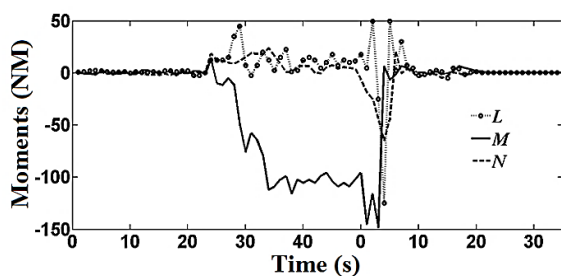
ورودی‌های کنترلی



زوایای حمله و لغزش



نیروها



ممان‌ها

مود اول دارای فرکانسی در حدود 3 و نسبت میرایی تقریباً $2 \times e^{-3}$ می‌باشد که با مقایسه با نتایج تحلیل کلاسیک می‌توان عنوان نمود نشانگر مود مارپیچی می‌باشد. مود دوم دارای فرکانس حدوداً 0.3 و نسبت میرایی ثابت نزدیک صفر هست که نشانگر مود چرخشی می‌باشد. مودهای سوم و چهارم نیز با فرکانسی حدود 0.1 و نسبت میرایی 0.005 نشانگر مودهای نوسان چرخش گهواره‌ای هستند. همان‌گونه که از نتایج مشخص است الگوریتم در شناسایی مودهای حرکتی عرضی نیز نتایج قابل قبولی داشته است.

7- تحلیل خروجی‌های پروازی و تخمین مودهای پروازی مانور اسپین

پدیده اسپین (فرچرخ) از همان نخستین روزهای پروازی انسان سانحه آفرین بوده است و از آن زمان تاکنون بسیاری جان خود را بر اثر این پدیده از دست داده‌اند. به طوری که می‌توان گفت سوانح هوایی به علت اسپین به عنوان بیشترین نوع سانحه و سقوط در طول تاریخ پرواز در نظر گرفته می‌شوند. اسپین یا فرچرخ عبارت است از حرکت مارپیچی خود چرخشی هواپیما حول یک محور عمودی در حالی که زاویه حمله متوسط بال‌ها در خارج از زاویه واماندگی باشد. که این چرخش به شکل فنر یا فر می‌باشد و از این رو به آن فرچرخ می‌گویند. اسپین دارای دو مشخصه اصلی چرخش سریع هواپیما حول محور عمودی زمین و نیز بال‌های کاملاً وامانده می‌باشد. اسپین به طور کلی دارای سه نوع، اسپین مستقیم (روبه بالا) که قابل بازیابی است، اسپین معکوس (بیشتر در هواپیماهای آکروباتیک) و اسپین تخت که در آن چرخش فقط حول محور عمودی بوده و خطرناک‌ترین نوع اسپین از نظر باز یافت است می‌باشد. طبق تحقیقات انجام شده در ناسا هر اسپین را می‌توان به سه فاز اصلی تقسیم نمود [15]:

فاز ابتدایی¹: این فاز یک بازه زمانی گذرا بین واماندگی هواپیما و اسپین اسپین توسعه یافته می‌باشد که در آن هنوز بین نیروها و گشتاورهای موافق اسپین و مخالف اسپین تعادلی ایجاد نشده است و به عبارت دیگر بین نیروهای اینرسی و آیرودینامیکی تعادلی به وجود نیامده است. این فاز ممکن است بصورت یک غلت سریع و یا به صورت از دست دادن ناگهانی کنترل در یک چرخش سریع باشد. تا زمانی که نیروهای آیرودینامیکی و اینرسی به تعادل نرسند تعیین الگویی برای پدیده خود چرخش غیرقابل پیشگویی می‌باشد. زمانی که این تعادل نیروئی برقرار شد سرعت سنج عدد ثابتی را نشان می‌دهد و مسیر چرخش قابل پیشگویی می‌گردد، این حالت بیانگر انتهای فاز ابتدایی و آغاز فاز حالت پایدار یا اسپین توسعه یافته می‌باشد و اکثر هواپیماها حدوداً به دو دور چرخش برای رسیدن به اسپین حالت پایدار نیاز دارند.

فاز حالت پایدار²: در این فاز از اسپین معادلات حرکت آن قابل پیشگویی می‌باشد و تا زمانی که سطوح کنترل برای بازیابی به کار گرفته نشوند بین نیروهای آیرودینامیکی و اینرسی تعادل وجود دارد. آزمایشات نشان می‌دهد که در این فاز سرعت ثابت بوده و این سرعت بیشتر از سرعت واماندگی می‌باشد.

فاز باز یافت³: این فاز با بکارگیری سطوح کنترل جهت بازیافت شروع و با رسیدن به یک پرواز افقی به پایان می‌رسد در این حالت در یک لحظه سرعت از مقدار ثابت خود پرش کرده و سریعاً افزایش پیدا می‌کند. اقدام استاندارد بازیابی از اسپین استفاده از سکان عمودی متحرک در جهت کاملاً

¹ Incipient Phase

² Steady State Phase

³ Recovery Phase

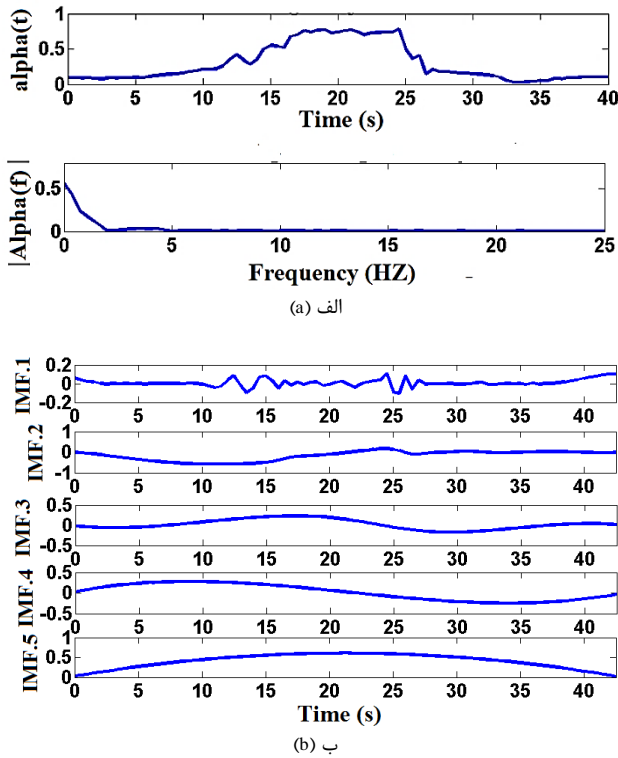


Fig. 9 (a) Angle of attack signal (b) IMFs

شکل 9 الف) سیگنال زاویه حمله و تبدیل فوریه آن ب) مودهای نوسانی مربوط به سیگنال زاویه حمله

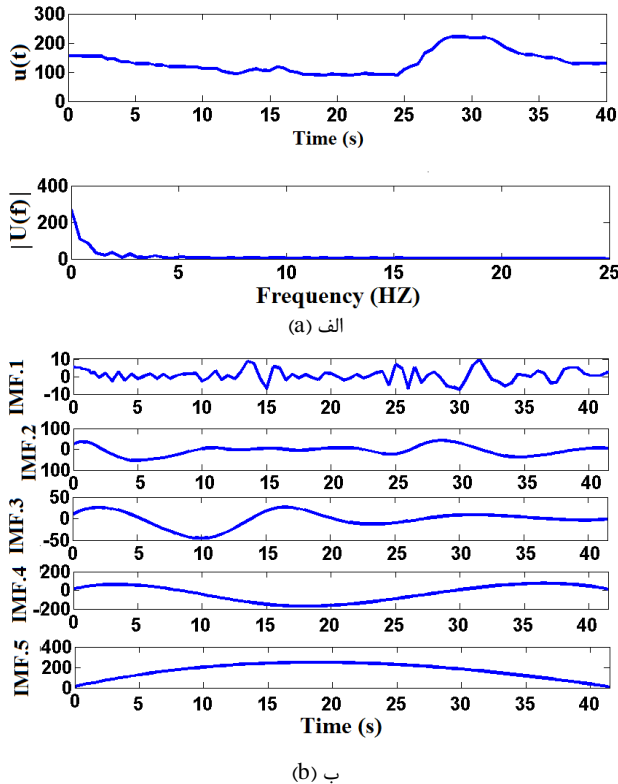


Fig. 10 (a) Longitudinal velocity signal (b) IMFs.

شکل 10 الف) سیگنال سرعت طولی و تبدیل فوریه آن ب) مودهای نوسانی مربوط به سیگنال سرعت طولی

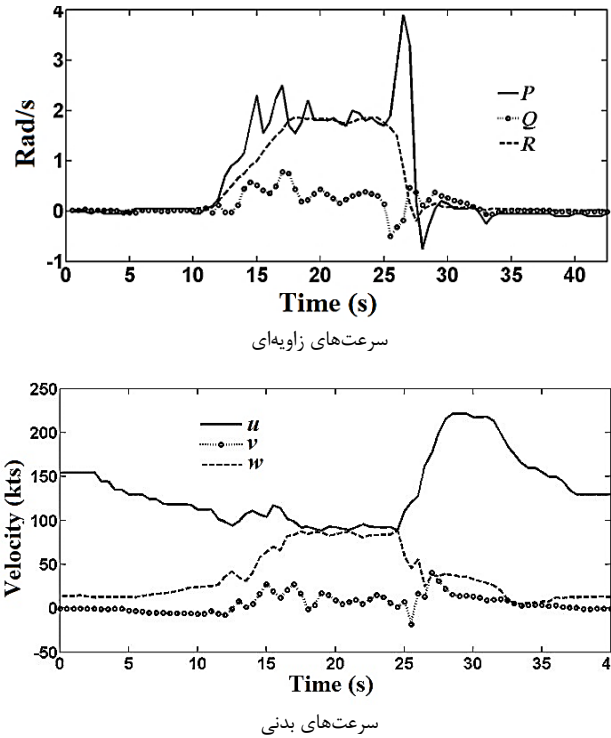


Fig. 8 Spin maneuver flight output [17]

شکل 8 خروجی‌های پروازی مربوط به مانور اسپین [17]

خود یعنی 0.8 رادیان می‌رسد تا ثانیه هجدهم از پرواز همان فاز ابتدایی پدیده اسپین می‌باشد که هنوز نیروها و گشتاورها به تعادل نرسیدند. از ثانیه 18 تا 25 هواپیما به یک حالت تعادل می‌رسد به طوری که اکثر پارامترها مانند زاویه حمله، سرعت نسبی، سرعت‌های زاویه‌ای، نیروها و ممان‌ها مقدار ثابتی داشته و تغییر نمی‌کنند. این بازه زمانی همان فاز حالت پایدار می‌باشد. در زمان 25 ثانیه با اعمال ورودی‌های کنترلی رادر الویتور و نیز ایلرون شروع به بازیافت از پدیده اسپین می‌گردد. ورودی‌های پروازی در زمان 1 الی 2 ثانیه اعمال می‌گردند. از 25 ثانیه تا تقریباً 28 ثانیه همان فاز بازیافت می‌باشد.

در ادامه مقاله دو پارامتر پروازی زاویه حمله و نیز سرعت طولی که از پارامترهای طولی پرواز می‌باشند مورد بررسی قرار می‌گیرند. ابتدا با استفاده از الگوریتم تحلیل طیفی تجربی (EMD¹) این دو سیگنال به مودهای پروازی تجزیه شده و سپس با استفاده از الگوریتم ارائه شده در مقاله و با بهره گرفتن از انتقال هیلبرت، فرکانس آنی و نیز نسبت میرایی آنی برای هر مود پروازی استخراج می‌گردد. در "شکل 9" سیگنال زاویه حمله به همراه مودهای نوسانی ذاتی (مودهای پروازی) و در "شکل 10" سیگنال مربوط به سرعت طولی و مودهای پروازی آن آمده است.

همان‌گونه که مشاهده می‌گردد برای هر سیگنال تعداد 5 مود پروازی در نظر گرفته شده است. در ادامه با استفاده از الگوریتم ذکر شده در مقاله فرکانس آنی و نیز نسبت میرایی آنی در هر لحظه برای همه مودهای پروازی محاسبه و در "شکل‌های 11 و 12" آمده است.

در جدول شماره 2 و 3 مقادیر میانی، میانگین و نیز انحراف معیار برای پارامترهای فرکانس آنی و نیز نسبت میرایی آنی به دست آمده از مودهای پروازی آمده است.

¹ Empirical Mode Decomposition

جدول 2 مقادیر میانی، میانگین و انحراف از معیار برای فرکانس آنی مودهای پروازی (الف) سرعت طولی (ب) زاویه حمله.

Table 2 Mean, median and standard deviations value of instantaneous frequencies for (a) longitudinal velocity (b) angle of attack flight modes.

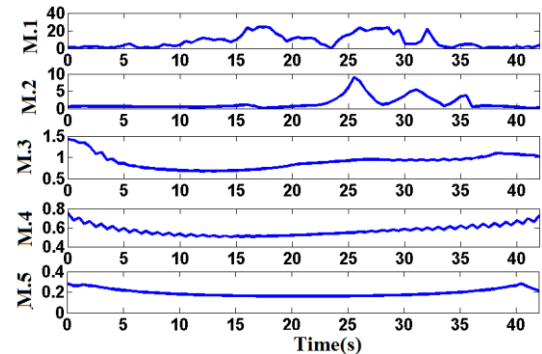
| (a) الف | | | |
|----------|--------|--------|-------------|
| STD | Median | Mean | |
| 0.064802 | 6.5321 | 6.6552 | مود شماره 1 |
| 0.04213 | 2.3231 | 2.4194 | مود شماره 2 |
| 0.03090 | 1.5819 | 1.6602 | مود شماره 3 |
| 0.01222 | 0.6454 | 0.6815 | مود شماره 4 |
| 0.054 | 0.1693 | 0.1987 | مود شماره 5 |
| (b) ب | | | |
| STD | Median | Mean | |
| 0.076154 | 7.9154 | 8.0614 | مود شماره 1 |
| 0.04165 | 1.1428 | 1.4585 | مود شماره 2 |
| 0.01719 | 0.8275 | 0.8995 | مود شماره 3 |
| 0.0582 | 0.5624 | 0.5710 | مود شماره 4 |
| 0.0350 | 0.1928 | 0.1933 | مود شماره 5 |

جدول 3 مقادیر میانی، میانگین و انحراف از معیار برای نسبت میرایی آنی مودهای پروازی (الف) سرعت طولی (ب) زاویه حمله.

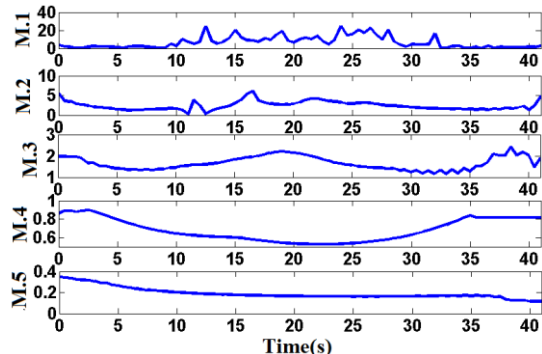
Table 3 Mean, median and standard deviations value of instantaneous damping ratio for (a) longitudinal velocity (b) angle of attack flight modes.

| (a) الف | | | |
|---------|--------------|-------------|-------------|
| STD | Median | Mean | |
| 0.0220 | 0.0012 | 0.0014 | مود شماره 1 |
| 0.0073 | -0.0074 | -0.0073 | مود شماره 2 |
| 0.0029 | -0.0010 | -0.0011 | مود شماره 3 |
| 0.0049 | -7.41232e-05 | -7.4184e-05 | مود شماره 4 |
| 0.0188 | -0.0020 | -0.0030 | مود شماره 5 |
| (b) ب | | | |
| STD | Median | Mean | |
| 0.0162 | 0.0012 | 0.0019 | مود شماره 1 |
| 0.0117 | 7.7128e-04 | 7.6760e-04 | مود شماره 2 |
| 0.005 | 1.6763e-04 | 1.6890e-04 | مود شماره 3 |
| 0.0017 | -7.5304e-05 | -7.4850e-05 | مود شماره 4 |
| 0.0252 | -5.7321e-05 | -5.9691e-05 | مود شماره 5 |

با دقت در نتایج به دست آمده می توان گفت که روند و مقادیر مشابهی هم در تحلیل سیگنال سرعت طولی و نیز هم در تحلیل زاویه حمله وجود دارد با توجه به این که هر دوی این پارامترها از مجموعه پارامترهای حرکت طولی می باشند که خود تاییدی بر درست عمل کردن الگوریتم می باشد زیرا که مودهای پروازی در هر دوی این پارامترها مشابه می باشد. با توجه به فرکانس بالای مود اول و همچنین نسبت میرایی تقریباً بزرگ آن می توان گفت که این مود در هر دو پارامتر زاویه حمله و سرعت طولی مربوط به اغتشاشات و نویز هست که در اثر شرایط خاص مانور اسپین به هواپیما وارد شده است.



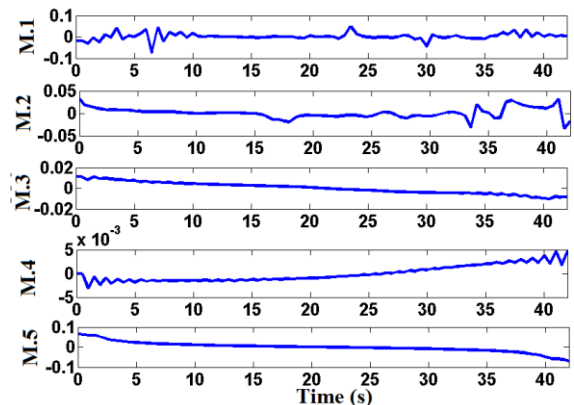
(a) الف



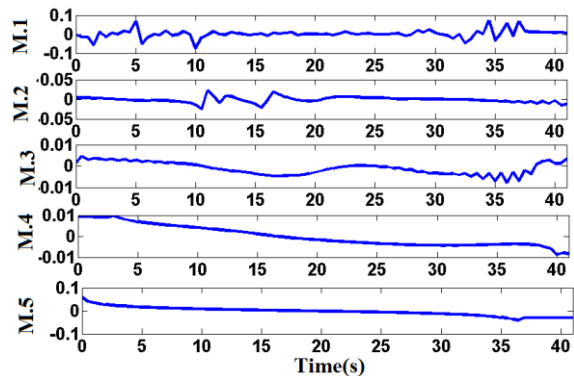
(b) ب

Fig.11 Flight modes instants frequencies (a) angle of attack signal (b) longitudinal velocity signal

شکل 11 فرکانس آنی مودهای پروازی (الف) زاویه حمله (ب) سرعت طولی



(a) (الف)



(b) (ب)

Fig. 12 Flight modes instants damping ratio (a) angle of attack signal (b) longitudinal velocity signal

شکل 12 نسبت میرایی آنی مودهای پروازی (الف) زاویه حمله (ب) سرعت طولی

مود دوم مربوط به پاسخ به ورودی‌های کنترلی و در نهایت سه مود دیگر مربوط به مود فوگوئید و مودهای پروازی با نسبت میرایی پایین به علت کوپلینگ حرکت طولی و عرضی بودند که توسط الگوریتم ارائه شده تشخیص داده شدند. لازم به ذکر است که خصوصیات این مودها مستقیماً از تست‌های پروازی به دست آمده است که از این بابت خطاهای محاسباتی حاصل از انواع روش‌های تخمین را شامل نمی‌گردد.

9- مراجع

- [1] B. J. Brinkworth, W. Hants, *On the early history of spinning and spin research in the UK*, *Journal of Aeronautical History*, Vol. 2, No. 03, pp. 168-178, 2015.
- [2] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control*, pp. 318-372, Kansas: DAR corporation, 1995.
- [3] Morelli, E. A, Real-time parameter estimation in the frequency domain, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 5, pp. 812-818, 2000.
- [4] Ravindra. Jategaonkar, Dietrich. Fischenberg, Wolfgang. Von. Gruenhagen, *Aerodynamic modeling and system identification from flight data-recent applications at DLR*, *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 4, pp. 681-691, 2004.
- [5] M. B. Tischler, R. K. Remple, *Aircraft and Rotorcraft System Identification*, pp. 110-156, New York, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [6] M. Tayefi, J. Roshanian, and A. Ghaffari, On estimation of vehicle linear model parameters, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 81 No. 5, pp. 432-438, 2009.
- [7] P. Flandrin, *Time-Frequency Time-Scale Analysis*, pp. 15-42, San Diego: Academic press, 1999.
- [8] K. Grochenig, *Foundations of Time-Frequency Analysis*, pp. 80-123, Barikhauser, 2001.
- [9] H. Tong, *Nonlinear Time Series Analysis*, pp. 52-120, London: Oxford University Press, 1990.
- [10] N. E. Huang, Z. Shen, S. R. Long, M. C. Wu, H. H. Shih, Q. Zheng, N. Yen, C. C. Tung, H. H. Liu, The empirical mode decomposition and the Hilbert spectrum for nonlinear and non-stationary time series analysis, *Proceedings of the Royal Society of London. Series A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, Vol. 454, No. 1971, pp. 903-995, 1998.
- [11] Z. Yang, A New Definition of the Intrinsic Mode Function, *Journal of World. Academy of Science, Engineering and technology*, Vol. 13, No. 12, pp. 1144-1147, 2009.
- [12] N. E. Huang, *Introduction to the Hilbert-Huang transform and its related mathematical problems*, In N.E Huang and S.S. Shen, Hilbert-Huang transform and its applications, chapter. 1, pp. 1-26, World Scientific, Hackensack, NJ. 2005.
- [13] A. Bagherzade, M. Sabzehparvar, *Air Vehicle Nonlinear System Identification by Using Hilbert Transform*, PhD Thesis, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, 2014. (in Persian)
- [14] S. J. Mohammadi, M. Sabzehparvar, M. KArrari, Aircraft stability and control model using wavelet transform, *Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers*, Vol. 224, Part. G, pp. 1107-117, 2010.
- [15] W. J. Ma, W. Tang, F. R. Chang, Analysis of aircraft longitudinal long-period oscillation by Hilbert-Huang transform, *Proceedings of the 2006 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, Philadelphia: Taylor & Francis, pp. 543-553, 2001.
- [16] S. Bagherzade, M. Sabzehparvar, Estimation of flight modes with hilbert-huang transform, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology Journal*, Vol. 87, No. 5, pp. 402 - 417, 2015.
- [17] H. P. Stough, JR. M. Patton, and S. M. Sliwa, Flight Investigation of the Effect of Tail Configuration on Stall, Spin, and Recovery Characteristics of a Low-Wing General Aviation Research Airplane, *NASA TP-2644*, Feb. 1987.
- [18] M. Karari, *System Identification*, pp. 41-50, AUT publication, Tehran, 2013.

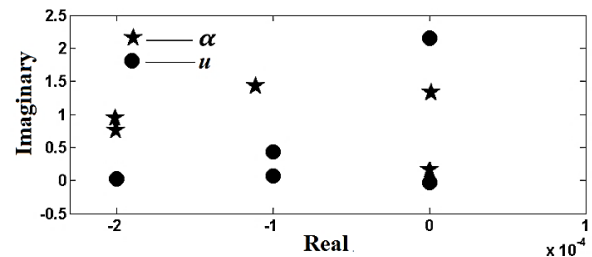


Fig. 13 The root-loci for the mean value of the obtained modes (a) angle of attack (b) longitudinal velocity

شکل 13 مکان هندسی ریشه‌ها برای مقدار میانگین مودهای پروازی زاویه حمله و سرعت طولی

با مقایسه زمان اعمال ورودی‌های کنترلی به هواپیما و تغییرات فرکانسی در این زمان‌ها در مودهای پروازی می‌توان نتیجه گرفت که مود دوم نیز پاسخ هواپیما به ورودی‌های کنترلی می‌باشد. از سه مود باقیمانده یکی از آن‌ها مربوط به مود فوگوئید و دو تای دیگر نیز سایر مودهای پروازی با نسبت میرایی کم می‌باشند که مربوط به کوپلینگ و تداخل موجود بین مولفه‌های حرکتی طولی و عرضی است که توسط روش ذکر شده استخراج گردیدند. از آنجایی که این مودها بالاترین تاثیر را در رفتار پرواز دارند دانستن خصوصیات آن‌ها می‌تواند منجر به تحلیل دقیق‌تر مکانیک پرواز و نیز شبیه‌سازی دقیق‌تر در خارج از شرایط خطی باشد. با توجه به این‌که در همه مودهای پروازی $\zeta < 1$ می‌باشد پس همه مودهای پروازی را می‌توان به‌عنوان حالت زیر میرایی در نظر گرفت. می‌توان برای هر مود پروازی یک سیستم درجه دو در نظر گرفت که ریشه‌های مخرج تابع تبدیل آن مختلط هستند. تابع تبدیل هر مود پروازی با استفاده از فرکانس و نسبت میرایی آنی را می‌توان از رابطه زیر به دست آورد [18].

$$G(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (21)$$

مکان هندسی ریشه‌های به دست آمده برای مودهای پروازی زاویه حمله و نیز سرعت طولی در "شکل 13" نشان داده شده است.

همانند مودهای پروازی رفتار مشابهی نیز در چیدمان مکان ریشه‌های توابع تبدیل مودهای پروازی زاویه حمله و نیز سرعت طولی دیده می‌شود. هر کدام دارای یک قطب مثبت کوچک نزدیک صفر و نیز چهار قطب منفی بسیار کوچک می‌باشند.

8- نتیجه گیری

در این تحقیق یک روش سیستماتیک برای شناسایی مودهای پروازی مانور اسپین با اعمال انتقال هیلبرت به داده‌های پرواز تست استخراج شده است. به همین منظور الگوریتم تحلیل طیفی تجربی (EMD) ارائه گردید. با استفاده از این الگوریتم ابتدا سیگنال‌های خروجی پروازی به مودهای پروازی و سپس با استفاده از روش ارائه شده در مقاله، شناسایی فرکانس طبیعی و نیز نسبت میرایی مودهای پروازی در بازه زمان اجرا گردید. به منظور صحت‌سنجی عملکرد روش ارائه شده مقایسه‌ای بین روش کلاسیک و نیز الگوریتم ارائه شده برای سیگنال‌های پارامترهای طولی شبیه‌سازی خطی هواپیما صورت پذیرفت. که نتایج حاکی از عملکرد درست الگوریتم ارائه شده بود. در نهایت این روش به خروجی‌های پرواز اسپین اعمال گردید. نتایج نشان‌دهنده 5 مود پروازی بود که مود اول مربوط به اغتشاشات وارد بر هواپیما در مانور اسپین،