

تخمین مودهای پروازی هواپیما با استفاده از انتقال هیلبرت - هوانگ

سید امین باقرزاده^۱، مهدی سبزه پرور^۲

۱ دانش‌آموخته دکتری هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، bagherzadeh@aut.ac.ir

۲ دانشیار دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۰۵/۲۵

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۲/۱۱

چکیده

در این مقاله نحوه استفاده از انتقال هیلبرت - هوانگ^۱ برای شناسایی مودهای پروازی و کسب مشخصات آنها بررسی شده است. برای این منظور نشان داده می‌شود که انتقال هیلبرت - هوانگ توانایی‌های بالقوه‌ای برای بهبود تحلیل‌های کیفیت پروازی هواپیما و رفع برخی از ضعف‌های روش کلاسیک را دارد. برای بهره‌مندی از این توانمندی‌ها، بهبودهایی چون اعمال برخط الگوریتم تجزیه مودهای شبه‌تجربی^۲ ارائه شده است. سپس به ارائه روش جدیدی برای تخمین مودهای پروازی و مشخصات آنها براساس الگوریتم برخط و محلی تجزیه مودهای شبه‌تجربی و انتقال هیلبرت پرداخته شده است. روش پیشنهادی قادر است در هنگام اجرای آزمایش‌های پروازی به‌صورت زمان - حقیقی برخی از مودهای دینامیکی را مستقیماً از داده‌های پروازی در حوزه زمان استخراج کند. نتایج توانایی روش پیشنهادی را در استخراج مودهای دارای میرایی کم نشان می‌دهد. همچنین، تطابق با نتایج روش کلاسیک برای سیگنال‌های خروجی شبیه‌سازی شده از مدل خطی اغتشاشی، صحت عملکرد روش جدید را آشکار می‌سازد. در پایان، مثالی از اعمال روش جدید بر داده‌های پروازی حقیقی یک هواپیما ارائه شده است که وجود تعدادی از مودهای غیراستاندارد با میرایی اندک را در محدوده غیرخطی پرواز آشکار می‌سازد.

واژگان کلیدی

مودهای پروازی، انتقال هیلبرت - هوانگ، داده‌های آزمایش پروازی، کیفیت پروازی، مکانیک پرواز

۱. مقدمه

ثابت^۳ توصیف می‌کنند. این مدل‌سازی تحت فرضیاتی چون اغتشاشات کوچک و جداسازی معادلات طولی و عرضی، معادلات حرکت جسم صلب را به دستگاه معادلات دیفرانسیل خطی مرتبه دو با ضرایب ثابت تبدیل می‌سازد که به‌نوبه خود، به کمک انتقال

در تحلیل کیفیت پروازی هواپیما، شناسایی مودهای پروازی و کسب مشخصات آنها به منظور مطالعه و ارزیابی پایداری دینامیکی و پاسخ به ورودی ضروری است. تحلیل‌های کلاسیک دینامیک پرواز، حرکت هواپیما را عمدتاً بر پایه مدل‌های خطی و زمان

لاپلاس به صورت توابع تبدیل طولی و عرضی تبدیل می‌شود. در نهایت با استفاده از معادلات مشخصه حاصل، می‌توان مودهای پروازی را استخراج کرد. این روش را می‌توان به سبب سادگی در مدلسازی و امکان تحلیل‌های کلاسیک در حوزه بسامد، پرکاربردترین روش تحلیل رفتار دینامیکی هواپیما دانست؛ زیرا علاوه بر فراهم آوردن امکان اعمال بررسی‌های تحلیلی و فهم کیفی از رفتار پروازی، امکان محاسبات کمی و کسب پاسخ هواپیما به شرایط اولیه، اغتشاشات و دستورات کنترلی را نیز ممکن می‌سازد.

با وجود مزایای یادشده، روش کلاسیک کاستی‌هایی نیز دارد. اولاً براساس این روش، تمامی هواپیماها دارای مودهای طبیعی یکسان و محدودی (شامل تناوب کوتاه و فیوگناید برای حرکت طولی و رول، اسپیرال و داچ رول برای حرکت عرضی) هستند و تنها مشخصات این مودها (مانند پایداری یا سرعت پاسخ) از یک هواپیما به هواپیمای دیگر متفاوت است. به عبارت دیگر، این روش‌ها تنها قادر به شناسایی مودهای طبیعی طولی و عرضی هواپیما هستند، اما مودهای دیگر را (که عمدتاً در زوایای بالا رخ می‌دهند) شناسایی نمی‌کنند. به همین دلیل، این روش تا زمانی کاراست که زوایای حمله، سرش جانبی و نرخ‌های زاویه‌ای کوچک باشند. ثانیاً، در این روش استخراج مشخصات مودهای پروازی از داده‌های پروازی به صورت مستقیم ممکن نیست؛ بلکه پس از شناسایی مشتقات اثرودینامیکی و حل معادلات مشخصه طولی و عرضی صورت می‌پذیرد. از اینرو، نیاز به روش‌های تخمین متغیر مانند مآخذ [۱-۳] وجود دارد. در راستای رفع مشکلات یادشده، به نظر می‌رسد که انتقال هیلبرت - هوانگ ویژگی‌های مطلوبی دارد که نیازمندی‌های یادشده را برمی‌آورد. انتقال هیلبرت - هوانگ در سال ۱۹۹۸ م به عنوان ابزاری برای تحلیل فرایندهای فیزیکی در حوزه زمان - بسامد معرفی شد [۴]. این انتقال دارای دو بخش اصلی است: در بخش پیش‌پردازش، سیگنال مورد بررسی توسط فرایند تجزیه مودهای شبه تجربی به اجزای آن یعنی توابع مود ذاتی^۴ تجزیه می‌شود. در بخش پردازش، انتقال هیلبرت بر هر یک از توابع مود ذاتی اعمال می‌شود تا مشخصات آنی هر تابع مود ذاتی مانند بسامد و دامنه آنی کسب شود. انتقال هیلبرت - هوانگ در تحلیل داده‌های غیرخطی و غیرایستا توانمند است و امکان ارائه اطلاعات دارای معنای فیزیکی به شکل دامنه و بسامد آنی و به صورت تطبیقی از

داده‌ها را فراهم می‌آورد. از اینرو، تاکنون از این انتقال در بسیاری از زمینه‌های تحقیقاتی، به عنوان ابزاری برای تحلیل سیگنال استفاده شده است [۵-۱۱]. به نظر می‌رسد که بر اساس این ویژگی‌ها، بتوان از انتقال هیلبرت به عنوان ابزاری برای تحلیل داده‌های آزمایش‌های پروازی استفاده کرد.

آنچه که استفاده از انتقال هیلبرت را برای تحلیل داده‌های پروازی مناسب می‌سازد، آن است که تجزیه مودهای شبه تجربی به عنوان مهم‌ترین ابزار انتقال هیلبرت، می‌تواند سیگنال‌های خروجی هواپیما را به مودهای ذاتی نوسانی متفاوتی که از آنها متشکل شده است، تجزیه نماید که این موضوع با شناخت ما از دینامیک هواپیما همخوانی دارد. برخی از توابع مود ذاتی با مشخصات خاص را می‌توان به عنوان پاسخ مودهای پروازی تفسیر نمود. همچنین ارائه نتایج به شکل دامنه و بسامد آنی توسط انتقال هیلبرت، ویژگی مناسب دیگر آن در تحلیل داده‌های پروازی است. با این وجود، براساس دانش نویسندگان، استفاده از انتقال هیلبرت به منظور تحلیل داده‌های پروازی، با وجود تناسب آن با موضوع یادشده تاکنون چندان مورد توجه قرار نگرفته است. مثلاً، در یکی از معدود مطالعات موجود در این زمینه، از انتقال هیلبرت به صورت بسیار ابتدایی، تنها برای یافتن بسامد یکی از مودهای طولی پرواز هواپیما (مود فیوگناید) استفاده شده است [۱۲]؛ حال آنکه به سبب توانایی‌های انتقال هیلبرت، امکان استخراج مودهای پروازی بیشتری توسط آن وجود دارد.

به نظر می‌رسد به منظور استفاده در تحلیل داده‌های پروازی، باید بهبودهایی در شیوه اعمال انتقال هیلبرت به وجود آید. تحلیل برخط و زمان - حقیقی در هنگام اجرای آزمایش‌های پروازی به منظور جلوگیری از آزمایش‌های اضافی و کاهش زمان و هزینه آزمایش‌ها ضروری است و بدین وسیله می‌توان امکان طراحی مانورهای مورد نیاز برای شناسایی سیستم جسم پرنده در حین اجرای آزمایش‌های پروازی را تا زمان کسب نتایج کافی و مناسب فراهم آورد. با این حال الگوریتم موجود برای انتقال هیلبرت - هوانگ برخط نیست. از اینرو، به منظور استفاده از انتقال مذکور در تحلیل داده‌های پروازی، باید امکان اجرای برخط و زمان - حقیقی آن را کسب نمود. برخی از مآخذ الگوریتم‌های جدیدی را برای استخراج محدوده ارائه کرده‌اند. مآخذ [۱۳] برای نخستین بار پیشنهاد استفاده از الگوریتم محلی و الگوریتم برخط را برای تجزیه مودهای شبه تجربی ارائه کرده است. مآخذ [۱۴] نیز

$$h_{1,1} = x(t) - m_{1,0} \quad (1)$$

به طوری که در این رابطه $x(t)$ بیانگر سیگنال و $m_{i,j}$ و $h_{i,j}$ به ترتیب روند و نوسان دارای بالاترین بسامد در تکرار j ام برای تابع مود ذاتی i ام هستند. یک عملیات غربالگری واحد ممکن است همواره برای جدا کردن روند سیگنال کافی نباشد، بنابراین این فرایند باید تکرار شود:

$$h_{1,2} = h_{1,1} - m_{1,1} \\ \vdots \quad (2)$$

$h_{1,k} = h_{1,(k-1)} - m_{1,(k-1)}$
فرایند غربالگری به صورت تکراری تا رسیدن به یک معیار توقف^{۱۵} ادامه می‌یابد. در نهایت نوسان باقیمانده، که دارای بالاترین بسامد است، به شکل یک تابع مود ذاتی باقی می‌ماند که دارای مشخصات یاد شده است:

$$c_1 = h_{1k} \quad (3)$$

به طوری که در این رابطه c_i ، تابع مود ذاتی i ام است. وقتی یک تابع مود ذاتی کشف گردید، از داده اصلی کم می‌گردد:

$$r_1 = x(t) - c_1 \quad (4)$$

به طوری که در این رابطه r_i باقیمانده i ام است. با باقیمانده می‌توان مانند سیگنال اصلی عمل کرد. با تکرار فرایند غربالگری تکرار شده روی این سیگنال، تابع مود ذاتی با بالاترین بسامد بعدی استخراج شود. از اینرو بسامد چند تابع مود ذاتی پشت سر هم به صورت نزولی قرار می‌گیرند و دو تابع مود ذاتی متوالی دارای بسامد یکسان در یک زمان مشخص نخواهند بود. این ویژگی تعامد محلی تجزیه^{۱۶} نام دارد. اگرچه این تعامد به دلیل عملکرد الگوریتم تجزیه مودهای شبه تجربی الزاماً حفظ نمی‌شود. از اینرو در مآخذ، به منظور بررسی میزان تعامد توابع مود ذاتی ایجاد شده، از معیار تعامد^{۱۷} به شکل زیر استفاده می‌شود:

$$IO = \sum_{i \neq j} \frac{|c_i \cdot c_j|}{\|x\|^2} \quad (5)$$

مقدار معیار تعامد هر قدر کمتر باشد، کیفیت توابع مود ذاتی به دست آمده بیشتر خواهد بود. فرایند استخراج توابع مود ذاتی تا زمانی که دیگر نتوان تابع مود ذاتی دیگری به دست آورد ادامه خواهد داشت:

$$r_2 = r_1 - c_2 \\ \vdots \quad (6) \\ r_n = r_{(n-1)} - c_n$$

بر اساس میانبایی اسپلاین پارامتری سهموی^۵ به ارائه تابع قدرت بخشی^۶ به جای اسپلاین پرداخته و سعی کرده است تا با یافتن یک حد وسط بین انعطاف پذیری و صافی موجب بهبود فراجش و نقاط شکستگی در محدوده‌های بالا و پایین سیگنال شود. مطالعه^{۱۵} [۱۵] به منظور جلوگیری از وابستگی تجزیه مودهای شبه تجربی به انتخاب شیوه میانبایی، تلاش نموده تا با استفاده از یک شیوه مستقیم به کمک مسئله برنامه ریزی کوادراتیک^۷ به تخمین میانگین محلی سیگنال بپردازد. مآخذ [۱۶] به ارائه یک الگوریتم برخط برای میانبایی اسپلاین مکعبی از طریق استفاده مجدد از داده‌ها در پنجره‌هایی با طول بهینه می‌پردازد. مطالعه^{۱۷} [۱۷] به منظور کاهش فراجش به ارائه اسپلاین مکعبی محدود^۸ به جای اسپلاین مکعبی^۹ می‌پردازد. متأسفانه، تمام الگوریتم‌های یاد شده بر اساس محدوده‌های بالا و پایین کار می‌کنند که برای تحلیل داده‌های پروازی مناسب نیستند. از اینرو، ارائه یک الگوریتم جدید برخط برای تجزیه مودهای شبه تجربی ضروری است.

۲. الگوریتم تجزیه مودهای شبه تجربی

تجزیه مودهای شبه تجربی فرایندی برای تجزیه هر سیگنال به مجموعی از اجزای نوسانی ساده به نام توابع مود ذاتی است. از اینرو سیگنال را می‌توان با جمع توابع مود ذاتی آن بازسازی کرد. تابع مود ذاتی بیانگر یک نوسان ساده است و از این حیث با توابع همساز^{۱۱} تشابه دارد، اما عمومی‌تر است؛ زیرا در آن به جای بسامد و دامنه ثابت، بسامد و دامنه، توابعی از زمان‌اند. هر تابع مود ذاتی دارای دو ویژگی است:

۱. شرط شمای متقارن موج: تعداد تقاطع‌ها با صفر و تعداد اکسترمم‌ها در سیگنال باید مساوی یا حداکثر دارای یک واحد تفاوت باشند که به معنای نوسان سیگنال حول یک میانگین است.

۲. شرط میانگین صفر محلی: در هر نقطه مقدار میانگین محلی باید برابر صفر باشد که به معنای عدم وجود انحراف^{۱۱} است.

نحوه عملکرد تجزیه مودهای شبه تجربی مشتمل بر مشاهده سیگنال در هر لحظه به صورت مجموع تقریب^{۱۲} و جزئیات^{۱۳} است. این ایده پیشتر در تجزیه موجک^{۱۴} معرفی شده بود [۴]. در اینجا روش تجزیه مودهای شبه تجربی مطابق با مآخذ [۴] بیان می‌شود. در فرایندی موسوم به غربالگری، همه نوسانات به جز نوسان دارای بالاترین بسامد به صورت روند شناسایی و حذف می‌شوند:

در نهایت با افزودن باقیمانده، بازسازی سیگنال به صورت کامل انجام می‌شود:

$$x(t) = \sum_{j=1}^n c_j + r_n \quad (7)$$

در شکل ۱ فلوجارت الگوریتم تجزیه مودهای شبه تجربی ارائه شده است. مشاهده می‌شود که این الگوریتم دارای دو حلقه تودرتو درون هم است. حلقه داخلی برای استخراج یک تابع مود ذاتی تا رسیدن به معیار توقف و حلقه خارجی برای استخراج توابع مود ذاتی متوالی تا زمانی که استخراج تابع مود ذاتی دیگری مقدور نباشد به کار می‌رود. فرایند تجزیه مودهای شبه تجربی، همان‌گونه که از نام آن برمی‌آید، فاقد بنیان نظری و فرمول‌بندی تحلیلی است و از اینرو الگوریتم آن تا حدی قراردادی است. مثلاً، برای شناسایی و حذف روند محلی سیگنال در عملیات غربالگری می‌توان از الگوریتم‌های متفاوتی استفاده کرد. در حال حاضر در اکثر مطالعات موجود بنا بر پیشنهاد هوانگ، از میانگین محدوده تعریف شده توسط اسپلاین مکعبی برای بیشینه‌ها و کمینه‌های محلی به عنوان میانگین محلی استفاده می‌شود. این پیشنهاد اگرچه در بسیاری از مطالعات یادشده به نتایج قابل قبولی منجر شده است، اما به دلایل زیر نیازمند مطالعه بیشتر و بهبود است:

۱. وجود نوفه و خطای داده‌برداری ممکن است سبب وقوع اکسترم‌های اشتباه در داده شود و چون محدوده‌های بالا و پایین توسط این نقاط محاسبه می‌شوند، این اشکال به کل داده‌ها تسری پیدا می‌کند و در نهایت می‌تواند آثار نامطلوبی بر بسامد لحظه‌ای محاسبه شده داشته باشد.

۲. نحوه استفاده از محدوده بالا و پایین برای استخراج روند سیگنال محل سؤال است؛ زیرا شرط میانگین صفر محلی الزاماً به معنای داشتن محدوده بالا و پایین متقارن نیست.

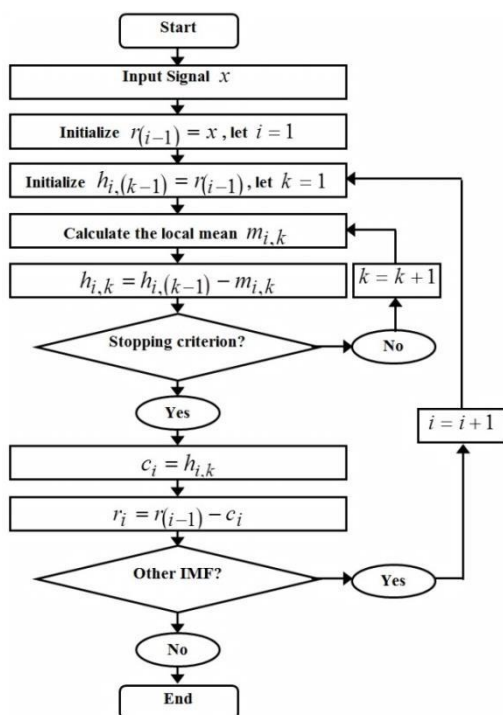
۳. میانگین‌گیری بین محدوده بالا و پایین در طول سیگنال معمولاً سبب وقوع نوسانات غیرواقعی در توابع مود ذاتی نتیجه شده و نتایج انتقال هیلبرت می‌شود.

۴. تجزیه مودهای شبه تجربی و نتایج حاصل از آن در قالب دامنه و بسامد آئی، به انتخاب الگوریتم میانبایی وابسته است. در بسیاری از موارد، استفاده از یک میانبایی خاص در استخراج محدوده بالا و پایین سیگنال به دلیل گنجاندن همه اکسترم‌های محلی یک سیگنال دلخواه در یک میانبایی واحد، منجر به از دست رفتن انعطاف‌پذیری یا صافی می‌شود.

که به دلیل تغییر مقدار میانگین سیگنال، امکان شناسایی روند سیگنال را از بین می‌برد.

۵. استفاده از یک الگوریتم سراسری در تقریب روند سیگنال، منجر به استفاده از بخش بزرگی از داده‌ها به صورت همزمان برای ایجاد محدوده‌ها می‌شود که علاوه بر نیاز به زمان و قدرت محاسباتی بیشتر، امکان اعمال برخط آن را نیز از بین می‌برد.

۶. تکرارهای اضافی در یک بخش از سیگنال بر روی کل سیگنال تأثیر می‌گذارد و تلاش به منظور به دست آوردن تقریب محلی بهتر در یک بخش، سبب بیش‌تجزیه^{۱۸} در بخش‌های دیگر سیگنال می‌شود.



شکل ۱. فلوجارت الگوریتم تجزیه مودهای شبه تجربی

۳. الگوریتم برخط و محلی تجزیه مودهای شبه تجربی

در این مقاله روش جدیدی برای الگوریتم برخط و محلی تجزیه مودهای شبه تجربی معرفی شده است که از فیلتر ساویتزکی - گولی در فرایند غربالگری استفاده می‌کند. ساویتزکی - گولی فیلتری برای هموار کردن داده‌هاست. فیلترهای هموار کردن داده‌ها در یافتن یک تابع تقریبی برای استخراج الگو و روند اصلی سیگنال و حذف نوفه و پدیده‌های دارای سرعت بالاتر تلاش می‌کنند. چون کلید اصلی الگوریتم تجزیه مودهای شبه تجربی،

شناسایی و حذف روند اصلی سیگنال است، فیلترهای هموارکردن داده‌ها می‌تواند در استخراج توابع مود ذاتی به صورت مؤثر کاربرد داشته باشند. لازم به ذکر است که دلیل استفاده از این الگوریتم برای استخراج روند سیگنال آن است که این فیلتر نسبت به فیلترهای مشابه، توانایی بیشتری برای نگاه داشتن شکل اصلی سیگنال و حذف نوفه بدون کاهش تفکیک پذیری^{۱۹} دارد.

اصول الگوریتم پیشنهادی مانند الگوریتم متداول تجزیه مدهای شبه تجربی است و از همان فلوجارت تبعیت می‌کند؛ با این تفاوت که در حلقه داخلی نحوه محاسبه روند سیگنال متفاوت است. در الگوریتم پیشنهادی، برای هر نقطه از سیگنال، یک چندجمله‌ای به همه نقاط درون پنجره متحرک به کمک حداقل مربعات برازش می‌شود و بر این اساس مقدار فیلتر شده سیگنال در نقطه دلخواه به دست می‌آید. سپس برای نقطه بعد، با جابه جاشدن پنجره، مجدداً برازش حداقل مربعات انجام می‌شود.

فرض کنید یک سری از داده‌ها با فواصل مساوی به صورت $f_i = f(t_i)$ داریم که در آن $t_i = t_0 + i\Delta$ است و Δ مقدار ثابت فاصله داده برداری و $i = \dots -2, -1, 0, 1, 2, \dots$ باشد. فیلتر پاسخ ضربه محدود^{۲۰} برای هر نقطه از سیگنال، مقدار تخمینی g_i را به صورت حاصل جمع خود داده در آن نقطه و تعدادی از همسایه‌های آن بیان می‌کند:

$$g_i = \sum_{n=-n_L}^{n_R} c_n f_{i+n} \quad (8)$$

به طوری که در این رابطه n_L تعداد همسایه‌های سمت چپ و n_R تعداد همسایه‌های سمت راست است. این موضوع قابل نمایش است [۱۸] که مجموعه‌هایی از ضرایب c_n وجود دارند که برای هر کدام، معادله بالا روند برازش حداقل مربعات را درون پنجره متحرک انجام می‌دهد. از اینرو برای استفاده از فیلتر ساویتزکی - گولی کافی است که در معادله ۸، مقادیر ضرایب را بر اساس تعداد همسایه‌های چپ و راست و درجه چندجمله‌ای انتخاب کنیم. جدول ۱ نمونه‌هایی از ضرایب ساویتزکی - گولی را نشان می‌دهد. مزایای استفاده از الگوریتم پیشنهادی به شرح زیر است:

۱. استفاده از الگوریتم محلی برای تخمین روند سیگنال، امکان اعمال برخط تجزیه مدهای شبه تجربی را فراهم می‌آورد.
۲. این الگوریتم به تخمین محدوده بالا و پایین سیگنال نیاز ندارد، بلکه روند داده‌ها را به صورت مستقیم از خود داده‌ها

استخراج می‌کند؛ لذا خطاهای ناشی از استخراج و میانگین گیری محدوده‌های بالا و پایین حذف خواهند شد.

۳. چون در تخمین میانگین محلی از اکستریم‌های داده استفاده نمی‌شود، وجود نوفه و خطای داده برداری نمی‌تواند سبب وقوع خطاهای بزرگ شود.
۴. وجود پنجره با طول مشخص موجب می‌شود که وقوع یک پدیده با بسامد متفاوت نسبت به بقیه سیگنال در یک بخش به بخش دیگر سرایت نکند، لذا از وقوع نوسانات غیرواقعی در سیگنال جلوگیری می‌کند. به صورت مشابه، خطاهای موجود در استخراج میانگین محلی نیز ایزوله می‌شوند و باهم جمع نمی‌گردند.
۵. در این الگوریتم، امکان انتخاب متغیرهای تنظیم برای کنترل میزان انعطاف پذیری یا صافی در طی فرایند تجزیه مدهای شبه تجربی فراهم آورده شده است.
۶. در این الگوریتم، مسئله شرایط مرزی دارای آثار کمتری نسبت به الگوریتم مرسوم است؛ زیرا تعیین مقدار روند سیگنال در شرایط مرزی محدود به چند داده اول می‌شود و نه چند اکستریم اول.
۷. در این الگوریتم احراز شرط میانگین صفر محلی مستقل از محدوده بالا و پایین سیگنال خواهد بود.

چون الگوریتم تجزیه مدهای شبه تجربی دارای تعریف تحلیلی شفاف نیست، بررسی عملکرد آن دشوار است و از طریق مطالعات عددی قابل انجام است. در ادامه از دو الگوریتم متداول شامل اسپلاین و چندجمله‌ای درونیابی قطعه‌ای مکعبی هرمت^{۲۱} و الگوریتم برخط ارائه شده در این مقاله براساس فیلتر ساویتزکی - گولی برای فرایند غربال کردن استفاده می‌شود.

در اینجا برای الگوریتم‌های متداول از معیار توقف بر اساس همگرایی^{۲۲} با $\epsilon = 10^{-3}$ استفاده شده است؛ بدین معنا که هرگاه اختلاف دو تخمین متوالی کمتر از مقدار یاد شده باشد، فرایند غربالگری متوقف می‌شود. همچنین برای الگوریتم‌های متداول از تکنیک آینه کردن اکستریم‌ها^{۲۳} برای رفتار با آثار مرزی استفاده شده است؛ اما چون این تکنیک برای الگوریتم برخط قابل اجرا نیست، در این الگوریتم از آثار مرزی چشم‌پوشی می‌شود. همچنین در الگوریتم برخط، طول پنجره متحرک در طول داده ثابت و برابر بیست نقطه از داده و درجه چندجمله‌ای مورد استفاده برابر با چهار فرض شده است.

۳-۱. مسئله محک اول: یک سیگنال ایستا

اکنون به بررسی یک مسئله معیار (براساس مأخذ [۱۵]) برای سیگنال ایستا می‌پردازیم. برای این منظور سیگنال ۹ را در نظر بگیرید:

$$s(t) = \cos(2\pi t) + a \cos(2\pi t) \quad (9)$$

در این رابطه $0 < a < 1$ و $0 < f \leq 0.5$ است. در مأخذ [۱۵] بیان شده است که در شرایط بالا این سیگنال را می‌توان توسط تجزیه مودهای شبه تجربی به صورت کامل به اجزای آن تفکیک نمود. همچنین اگر این تفکیک در یک f خاص و a مشخص کامل باشد، برای مقادیر کوچک‌تر a نیز در همان f کامل خواهد بود. از اینرو در اینجا به بررسی دو سیگنال از خانواده بالا با $f = [0.3, 0.5]$ و $a = 1$ می‌پردازیم. اکنون با استفاده از دو الگوریتم برون خط اسپلاین و هرمیت و نیز الگوریتم ارائه شده در این مقاله به کسب تابع مود ذاتی اول و دوم سیگنال بالا می‌پردازیم. انتظار می‌رود که نخستین تابع مود ذاتی کسب شده برابر با مود دارای بسامد بالاتر و دومین تابع مود ذاتی کسب شده برابر با مود دارای بسامد پایین‌تر باشد. نتایج تفکیک به کمک الگوریتم‌های یاد شده برای $f = [0.3, 0.5]$ به صورت شکل ۲ است. همچنین در جدول ۲، مقدار معیار تعامد کسب شده توسط الگوریتم‌های مختلف برای سیگنال معادله ۹ نشان داده شده است.

۳-۲. مسئله محک دوم: یک سیگنال غیرایستا

اکنون به بررسی یک مسئله معیار (بر اساس مأخذ [۱۵]) برای سیگنال غیرایستا می‌پردازیم. سیگنال غیرایستای ۱۰ را در نظر بگیرید:

$$s(t) = \sin t^2 \cdot \sin 2k\pi t \quad (10)$$

در این رابطه $k > 1$ است. در اینجا به بررسی سه سیگنال از خانواده بالا با $k = [2, 3, 4]$ می‌پردازیم. اکنون با استفاده از دو الگوریتم اسپلاین و هرمیت و نیز الگوریتم ارائه شده در این مقاله به کسب تابع مود ذاتی اول سیگنال بالا می‌پردازیم. انتظار می‌رود که در صورت موفقیت فرایند غربال کردن، اولین تابع مود ذاتی کسب شده از فرایند تجزیه مودهای شبه تجربی برابر با خود سیگنال بوده و مقدار باقیمانده ناچیز شود. نتایج تفکیک به کمک الگوریتم‌های یاد شده به صورت شکل ۳ است. همچنین در جدول ۳ مقدار معیار تعامد کسب شده توسط الگوریتم‌های مختلف برای سیگنال بالا نشان داده شده است.

۳-۳. مسئله محک سوم: یک سیگنال پیچیده

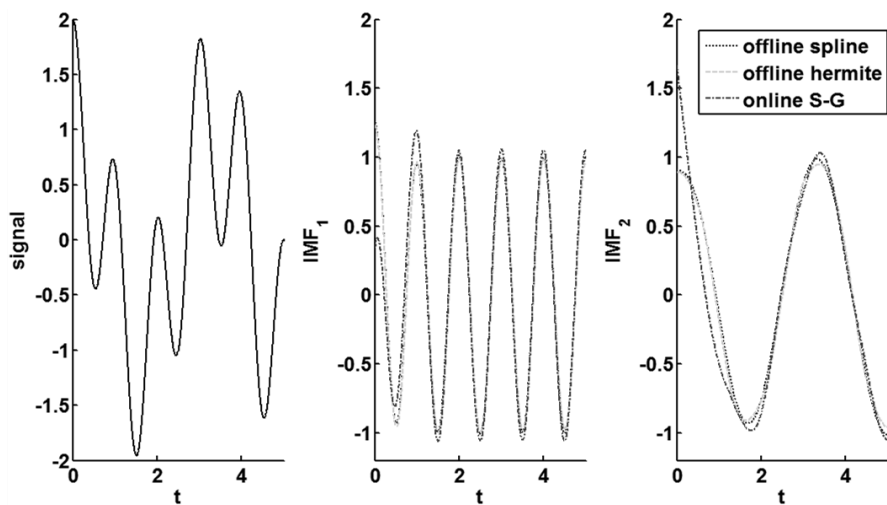
اکنون به بررسی سیگنال نسبتاً پیچیده‌تر ارائه شده در مأخذ [۱۹] می‌پردازیم. با استفاده از دو الگوریتم اسپلاین و هرمیت و نیز الگوریتم ارائه شده در این مقاله به کسب سه تابع مود ذاتی اول سیگنال بالا می‌پردازیم. در صورت موفقیت فرایند غربال کردن، توابع مود ذاتی کسب شده باید از فرایند تجزیه مودهای شبه تجربی به کمک الگوریتم‌های یاد شده مشابه هم باشند. نتایج تفکیک به کمک الگوریتم‌های یاد شده به صورت شکل ۴ است. همچنین در جدول ۴ مقدار معیار تعامد کسب شده توسط الگوریتم‌های مختلف برای سیگنال بالا نشان داده شده است.

بر اساس نتایج به دست آمده از تحلیل سیگنال‌های ایستا، غیرایستا و یک سیگنال نسبتاً پیچیده، مشاهده می‌شود که الگوریتم برخط در دیدگاه کلی به نتایجی مشابه الگوریتم‌های کلاسیک می‌انجامد و با آن سازگار است؛ با این حال از دیدگاه جزئیات، عملکرد الگوریتم‌های برخط و کلاسیک متفاوت است. مثلاً چشم‌پوشی از آثار مرزی، به وضوح در ابتدای تابع مود ذاتی نتیجه شده از الگوریتم برخط مشهود است. همچنین مقدار تخمین زده شده در اکستریم‌ها اندکی با مقدار واقعی تفاوت دارد که ناشی از عملکرد فیلتر ساویتزکی - گولی است؛ در مقابل این هزینه‌ها، الگوریتم جدید امکان اعمال برخط را با عملکردی مشابه الگوریتم‌های پیشین را فراهم آورده است.

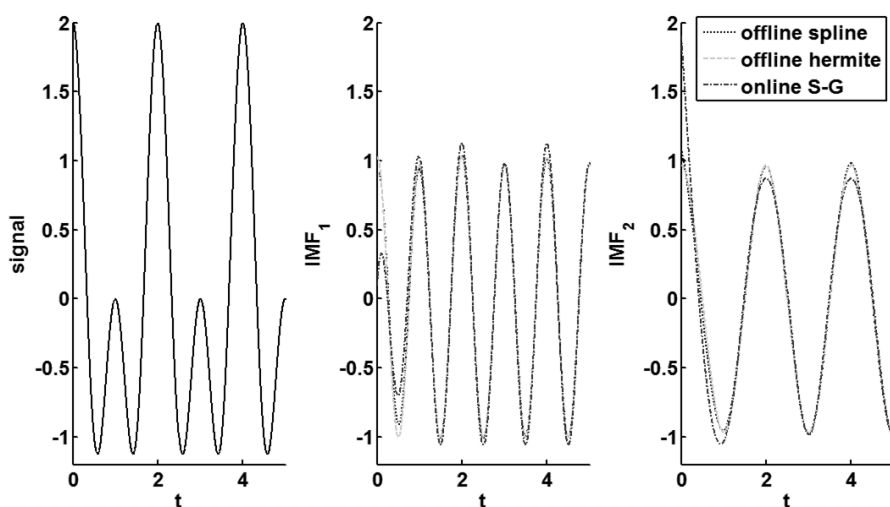
۴. روش پیشنهادی برای تخمین مودهای پروازی

هواپیما

هدف این مقاله ارائه روشی است که بتواند برخی از مودهای پروازی (شامل مودهای مرسوم و مودهای جدید) را مستقیماً از داده‌های پروازی در حوزه زمان به صورت زمان - حقیقی کسب کند. در روش پیشنهادی، به کمک الگوریتم برخط ارائه شده در قسمت قبل، به تجزیه سیگنال‌های خروجی هواپیما پرداخته می‌شود تا توابع مود ذاتی از سیگنال خروجی استخراج شود. توابع مود ذاتی به دست آمده از روند تجزیه مودهای شبه تجربی ممکن است شامل بیش از یک بسامد باشد که با مشخصات مودهای پروازی تطابق ندارد. برای حذف تداخل مودها، یکی از تکنیک‌های پیشنهاد شده [۲۰]، تحمیل کردن بسامد فاصله ۲۴ بر فرایند غربال کردن است که سیگنال‌های دارای دوره‌های متفاوت را از یکدیگر جدا می‌کند.

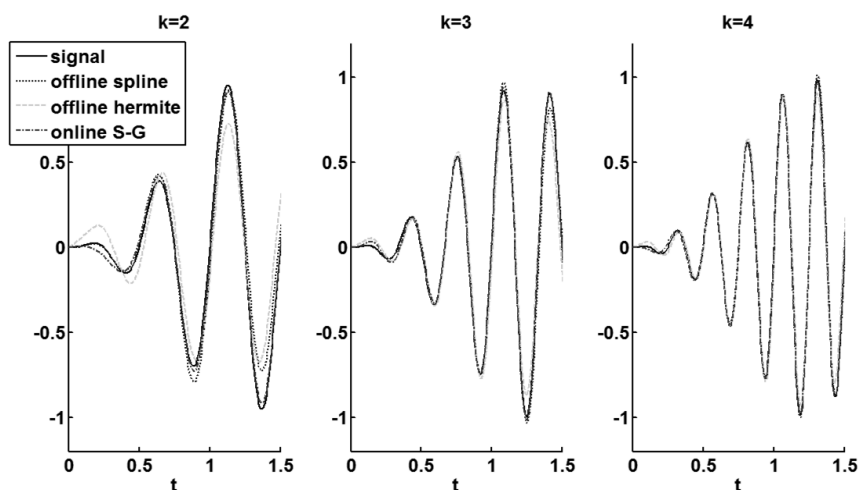


(الف)

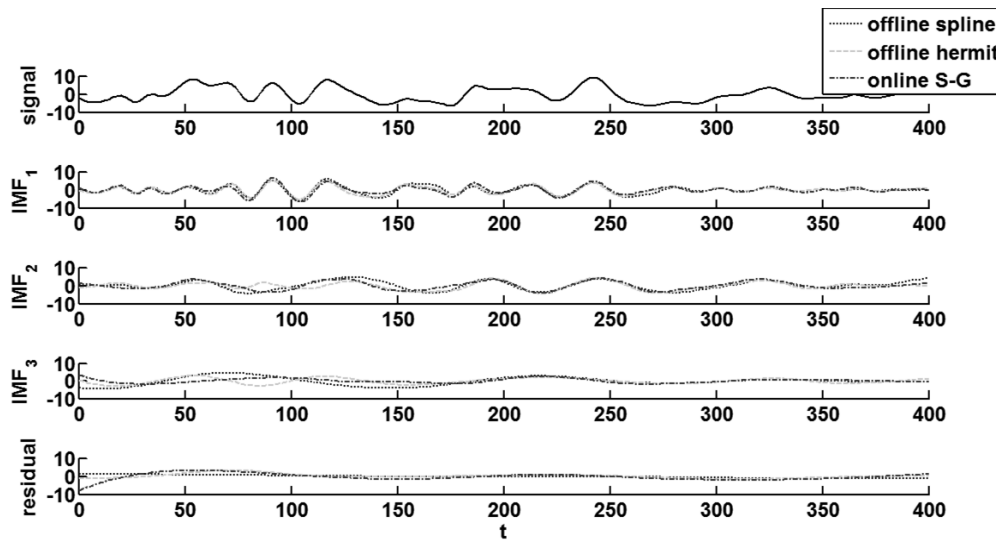


(ب)

شکل ۲. سیگنال ایستا و اولین و دومین تابع مود ذاتی آن، حاصل از فرایند غربالگری اسپلاین، هرمت و ساویتزکی - گولی برای الف) $f = 0.3$ ، ب) $f = 0.5$



شکل ۳. سیگنال غیرایستا و اولین تابع مود ذاتی آن به دست آمده توسط فرایند غربالگری اسپلاین، هرمت و ساویتزکی - گولی



شکل ۴. سیگنال پیچیده و توابع مود ذاتی آن به دست آمده توسط فرایند غربالگری اسپلاین، هریت و ساویتزکی - گولی

جدول ۱. نمونه‌هایی از ضرایب ساویتزکی - گولی

M	n_L	n_R	$i-4$	$i-3$	$i-2$	$i-1$	i	$i+1$	$i+2$	$i+3$	$i+4$
۲	۲	۲			-۰/۰۸۶	۰/۳۴۳	۰/۴۸۶	۰/۳۴۳	-۰/۰۸۶		
۲	۳	۱		-۰/۱۴۳	۰/۱۷۱	۰/۳۴۳	۰/۳۷۱	۰/۲۵۷			
۲	۴	۰	۰/۰۸۶	-۰/۱۴۳	-۰/۰۸۶	۰/۲۵۷	۰/۸۸۶				
۴	۴	۴	۰/۰۳۵	-۰/۱۲۸	۰/۰۷۰	۰/۳۱۵	۰/۴۱۷	۰/۳۱۵	۰/۰۷۰	-۰/۱۲۸	۰/۰۳۵

جدول ۲. مقدار معیار تعامد کسب شده توسط فرایند غربالگری اسپلاین، هریت و ساویتزکی - گولی برای سیگنال ایستا

$f = 0.3$			$f = 0.5$			سیگنال
offline Hermite	offline spline	online SG	offline Hermite	offline spline	online SG	الگوریتم
۰/۰۱۲	۰/۰۱۲	۰/۰۳۴	۰/۰۲۷	۰/۰۲۲	۰/۰۱۲	معیار تعامد

جدول ۳. مقدار معیار تعامد کسب شده توسط فرایند غربالگری اسپلاین، هریت و ساویتزکی - گولی برای سیگنال غیرایستا

$K = 2$			$K = 3$			$K = 4$			سیگنال
offline Hermite	offline spline	online SG	offline Hermite	offline spline	online SG	offline Hermite	offline spline	online SG	الگوریتم
۰/۰۱۰	۰/۰۱۵	۰/۰۰۴	۰/۰۱۵	۰/۰۱۸	۰/۰۰۳	۰/۰۲۰	۰/۰۱۹	۰/۰۰۱	معیار تعامد

جدول ۴. مقدار معیار تعامد کسب شده توسط فرایند غربالگری اسپلاین، هریت و ساویتزکی - گولی برای سیگنال پیچیده

offline Hermite	offline spline	online SG	الگوریتم
۰/۰۵۳	۰/۰۶۹	۰/۰۲۵	معیار تعامد

$$z(t) = \sum_{j=1}^n a_j(t) e^{i \int \omega_j(t) dt} \quad (15)$$

حال با فرض پاسخ نوسانی $x_j(t)$ برای هر مود پروازی و با فرض بسامد طبیعی بزرگ و نسبت میرایی کوچک برای آن مودها خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} x_j(t) &= a_{j0} e^{-\xi_j \omega_j t} \cos(\omega_{jd} t + \phi_{j0}) \\ a_j(t) &= a_{j0} e^{-\xi_j \omega_j t} \\ \theta_j(t) &= \omega_{jd} t + \phi_{j0} \end{aligned} \quad (16)$$

با استفاده از معادلات اخیر می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \ln a_j(t) &= -\xi_j \omega_j \\ \frac{d}{dt} \theta_j(t) &= \omega_{jd} = \omega_j \sqrt{1 - \xi_j^2} \end{aligned} \quad (17)$$

به طوری که در این رابطه ω_j و ξ_j به ترتیب بسامد آنی و ضریب میرایی مود j ام هستند. بنابراین با رسم زاویه فاز $\theta_j(t)$ بر مبنای زمان و برازش یک خط مستقیم با استفاده از کمینه مربعات و کسب شیب آن می‌توان ω_{jd} را به دست آورد. همچنین با رسم $\ln a_j(t)$ بر مبنای زمان و برازش یک خط مستقیم با استفاده از کمینه مربعات و کسب شیب آن می‌توان $\xi_j \omega_j$ را به دست آورد. حال با دانستن دو معادله بالا، می‌توان دو مجهول ω_j و ξ_j را به دست آورد که مشخص‌کننده مشخصات مود پروازی مورد نظر است. در شکل ۵ روند پیشنهادی برای استخراج مودهای پروازی از داده‌های آزمایش‌های پروازی ارائه شده در این مقاله بیان شده است.

۵. صحت‌سنجی روش ارائه شده

در این بخش به منظور صحت‌سنجی روش جدید ارائه شده برای استخراج مودهای پروازی از داده‌های پروازی با استفاده از الگوریتم محلی و برخط تجزیه مودهای شبه تجربی، آن را با روش کلاسیک استخراج مودهای پروازی مقایسه می‌کنیم. برای این منظور، ابتدا در روش کلاسیک، بر اساس ضرایب اترودینامیکی در یک شرایط پروازی و پیکره‌بندی مشخص، توابع تبدیل هواپیما را به دست می‌آوریم. با تحلیل معادلات مشخصه به دست آمده می‌توان مشخصات مودهای پروازی طبیعی را به دست آورد. سپس، با استفاده از توابع تبدیل در حوزه زمان می‌توان متغیرهای خروجی هواپیما را به ازای تحریک دستورات کنترلی متفاوت به دست آورد. این سیگنال‌های شبیه‌سازی شده خروجی هواپیما در

برای این کار یک ω_{int} در نظر گرفته و فرایند غربال کردن به نحوی انجام می‌شود که توابع مود ذاتی حاصل شامل بسامدهای کوچک‌تر از ω_{int} نباشند. این کار با حذف داده‌های دارای بسامد پایین‌تر از ω_{int} از تابع مود ذاتی انجام می‌شود. اکنون اگر یک محدوده بسامدی حول هر مود دلخواه انتخاب شود (یعنی $\omega_{jL} < \omega_j < \omega_{jH}$) می‌توان مود مورد نظر را بدون تداخل کسب کرد. با این کار علاوه بر آنکه مودهای پروازی را به صورت توابع مود ذاتی به دست می‌آوریم، همه نوفه‌های خارج از محدوده بسامدی نیز حذف خواهد شد؛ اما در مقابل، در این روش ابتدا باید تخمینی برای محدوده بسامدی حول هر مود پروازی کسب کرد و سپس معیار فاصله برای محدوده بسامد حول هر مود پروازی را در فرایند غربال کردن اعمال کرد که نیاز به دانش پیشینی درباره هواپیمای مورد بررسی دارد. این دانش را می‌توان از طریق انجام تحلیل‌های خطی برای مودهای متداول پروازی، تحلیل‌های بسامدی، تحلیل‌های عددی و مانند آن انجام داد. پس از کسب توابع مود ذاتی مرتبط با مودهای پروازی توسط الگوریتم برخط محلی تجزیه مودهای شبه تجربی، اکنون سیگنال‌های به دست آمده آمادگی اعمال تحلیل هیلبرت را دارند. انتقال هیلبرت یک انتقال انتگرالی مانند فوریه و لاپلاس است؛ اما برخلاف آنها، انتقالی بین فضاهاى مختلف نیست، بلکه انتقال هیلبرت، به سیگنال یک بخش موهومی متمم را با جابه‌جایی یک‌چهارم از دوره تناوب اضافه می‌نماید. انتقال هیلبرت برای تابع حقیقی $x(t)$ به صورت ۱۱ تعریف می‌شود:

$$H[x(t)] = y(t) = \frac{1}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{x(\tau)}{t - \tau} d\tau \quad (11)$$

بر این اساس سیگنال تحلیلی به شکل زیر قابل تعریف است:

$$z(t) = x(t) + iy(t) = a(t) e^{i\theta(t)} \quad (12)$$

به طوری که در این رابطه دامنه آنی $a(t)$ و تابع فاز $\theta(t)$ به صورت روابط ۱۳ قابل تعریف‌اند:

$$\begin{aligned} a(t) &= \sqrt{x^2(t) + y^2(t)} \\ \theta(t) &= \tan^{-1} \left(\frac{y(t)}{x(t)} \right) \end{aligned} \quad (13)$$

بر این اساس بسامد آنی به شکل زیر خواهد بود:

$$w(t) = \frac{d\theta(t)}{dt} \quad (14)$$

حال اگر انتقال هیلبرت را بر روی مودهای ذاتی ناشی از فرایند تجزیه مودهای شبه تجربی اعمال کنیم، خواهیم داشت:

به طوری که در این روابط u ، α و θ به ترتیب سرعت، زاویه حمله و زاویه پیچش اغتشاشی و δ_E دستور کنترلی الویتور است. همان گونه که مشاهده می شود، مخرج توابع تبدیل یکسان است؛ لذا معادله مشخصه طولی به صورت رابطه ۱۹ خواهد بود:

$$D_1 = As^4 + Bs^3 + Cs^2 + Ds + E = 0 \quad (19)$$

به طوری که در این رابطه مقادیر A, B, C, D, E را می توان با جایگزین کردن مشتقات پایداری هواپیما در معادلات مربوطه به دست آورد. لذا معادله ۲۰ به دست می آید:

$$276s^4 + 1023s^3 + 5408s^2 + 2.594s + 35.91 = 0 \quad (20)$$

با حل معادله مشخصه، مودهای طبیعی طولی (شامل تناوب کوتاه و فیوگناید) به دست می آیند:

$$\begin{cases} \omega_{n-SP} = 4.4263 \\ \zeta_{SP} = 0.4188 \end{cases}, \begin{cases} \omega_{n-P} = 0.0815 \\ \zeta_P = -0.0048 \end{cases} \quad (21)$$

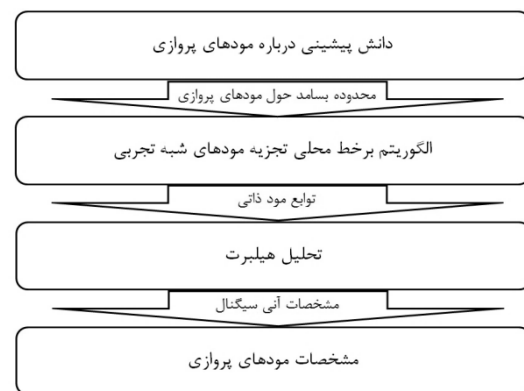
به طوری که در این رابطه SP و P به ترتیب زیرنویس مودهای تناوب کوتاه و فیوگناید هستند. اکنون با یک ورودی دلخواه مانند $\delta E = \sin(t)$ ، توابع تبدیل بالا را تحریک می کنیم. بر این اساس خروجی سیگنال های سرعت، زاویه حمله و پیچ اغتشاشی مبتنی بر مبنای روابط بالا به صورت شکل ۶ الف به دست می آیند. حال می توان فرایند تجزیه مودهای شبه تجربی را بر این سیگنال ها اعمال نمود. نتایج تجزیه مودهای شبه تجربی به صورت شکل ۶ ب است.

حال می توان بسامد و دامنه و ضریب میرایی آنی را برای توابع مود ذاتی کسب شده به دست آورد. نتایج این کار به صورت شکل ۷ است. بررسی نتایج نشان می دهند که:

۱. اولین مود دارای بسامد ۱ و ضریب میرایی صفر است. از اینرو با مقایسه آنها با سیگنال ورودی الویتور می توان نتیجه گرفت که تابع مود ذاتی اول، پاسخ به سیگنال تحریک یا به عبارت دیگر حل خصوصی معادله است.
۲. دومین مود ذاتی کسب شده دارای بسامدی در محدوده ۰/۰۸ و ضریب میرایی در حدود ۰/۰۵- است. لذا از مقایسه با نتایج روش کلاسیک می توان دریافت که تابع مود ذاتی دوم بیانگر مود فیوگناید است. همچنین افزایش اندک دامنه های آنی با زمان و منفی بودن ضریب میرایی بیانگر ناپایداری مود فیوگناید هواپیماست. از سوی دیگر، مقدار دامنه آنی سیگنال زاویه حمله در حدود صفر است که با دانش ما از مشخصات مود فیوگناید همخوانی دارد. از اینرو می توان نتیجه گرفت

واقع پاسخ مدل خطی اغتشاشی است. از سوی دیگر، با استفاده از روش جدید ارائه شده می توان سیگنال های شبیه سازی شده خروجی هواپیما را به مودهای آن تجزیه و مشخصات این مودها را استخراج نمود. در نهایت می توان مودهای کسب شده توسط روش کلاسیک و روش ارائه شده را باهم مقایسه نمود.

انتظار می رود که روش جدید بتواند تمام یا برخی از مودهای پروازی را با مشخصات صحیح شناسایی نمود؛ زیرا سیگنال های شبیه سازی شده از مدل خطی اغتشاشی هواپیما به دست آمده اند که حالت خاص سیگنال های خروجی هواپیماست.



شکل ۵. روند پیشنهادی برای استخراج مودهای پروازی از داده های آزمایش های پروازی

به منظور بررسی مودهای پروازی استخراج شده با استفاده از روش کلاسیک و روش جدید ارائه شده در این مقاله، از هواپیمایی با مشخصات جدول ۵ استفاده شده است. همچنین مشتقات پایداری هواپیمای مورد بررسی در شرایط پروازی و پیکره بندی مورد نظر به صورت جدول ۶ است که به کمک روش شناسایی خطای خروجی و الگوریتم حداقل مربعات به دست آمده اند.

در این مقاله تنها به بررسی دینامیک طولی هواپیما پرداخته می شود. مطابق مأخذ [۲۱]، توابع طولی هواپیما به صورت روابط ۱۸ خواهند بود:

$$\begin{aligned} \frac{u(s)}{\delta_E(s)} &= \frac{N_u}{D_1} \\ \frac{\alpha(s)}{\delta_E(s)} &= \frac{N_\alpha}{D_1} \\ \frac{\theta(s)}{\delta_E(s)} &= \frac{N_\theta}{D_1} \end{aligned} \quad (18)$$

اکنون به بررسی تحریک توابع تبدیل با دو سیگنال سینوسی، چیرپ و مربعی دیگر می‌پردازیم تا مشخص شود که تابع مود ذاتی مرتبط با مود فیوگنید مستقل از نوع تحریک است. نتایج مربوطه در شکل ۸ ارائه شده است. مشاهده می‌شود که الگوریتم جدید محلی و برخط تجزیه مودهای شبه‌تجربی قادر است مودهای طبیعی با ضریب میرایی کوچک را از سیگنال‌های خروجی شبیه‌سازی شده از مدل اغتشاشی را که با سیگنال‌های ورودی مختلف تحریک شده‌اند شناسایی کند. اثربخشی الگوریتم هیلبرت - هوانگ در شناسایی توابع مود ذاتی با میرایی اندک پیش‌تر نیز آشکار شده بود [۷]. همچنین مشخصات مودهای استخراج‌شده نیز با روش کلاسیک همخوانی دارد. مقایسه انجام‌شده بین روش جدید و روش کلاسیک نشان می‌دهد که روش جدید دارای مزایا و معایبی است. مزیت روش ارائه‌شده، توانایی آن در کسب مودهای دارای ضریب میرایی پایین، شامل مودهای طبیعی و غیراستاندارد، به‌صورت مستقیم از داده‌های پروازی است؛ با اینحال، روش جدید نمی‌تواند مودهای دارای ضریب میرایی بالا را استخراج نماید؛ اما در مقابل در صورت وجود مودهای دیگر پروازی با بسامد و میرایی پایین در سیگنال‌های خروجی (که در فرضیات مدل خطی جای نمی‌گیرند) به کمک روش جدید می‌توان آنها را نیز کسب نمود.

۶. نتایج و تحلیل

در این بخش، از روش جدید به‌منظور استخراج مودهای پروازی از داده‌های آزمایش‌های پروازی استفاده می‌شود. برای این منظور نتایج آزمایش‌های پروازی هواپیمای جدول ۵ در دسترس است [۲۲]. نتایج طولی دو مجموعه از آزمایش‌های پروازی هواپیمای مورد بررسی به‌صورت شکل ۹ است. لازم به یادآوری است که در آزمایش‌های انجام‌شده، به‌منظور تمرکز بر مطالعه مودهای پروازی ناشی از نیروها و ممان‌های ائرو‌دینامیکی، هواپیما دارای موتور نیست و داکت ورودی هوای موتور مسدود است و لذا می‌توان از نیروها و ممان‌های پیش‌رانش صرف‌نظر کرد و جرم و ممان‌های اینرسی را ثابت فرض کرد. همچنین هواپیما همواره در حال کاهش ارتفاع است؛ اما به‌منظور تحریک همه مودهای پروازی موجود، مانورهای متفاوتی انجام شده است که عمدتاً در ناحیه غیرخطی انجام شده‌اند و دارای زوایای حمله تا ۴۰ درجه بوده‌اند. اکنون به بررسی عملکرد روش ارائه‌شده برای استخراج مودهای

که فرایند تجزیه مودهای شبه‌تجربی قادر است، مود فیوگنید را با بسامد صحیح شناسایی کرده و از سیگنال اصلی جدا نماید.

۳. تابع مود ذاتی دیگری وجود ندارد؛ بنابراین مود تناوب کوتاه توسط فرایند تجزیه مودهای شبه‌تجربی شناخته نشده است. این موضوع تعجب‌آور نیست؛ زیرا این مود به‌دلیل بسامد بالا و میرایی بالا به‌سرعت از بین می‌رود و از اینرو تجزیه مودهای شبه‌تجربی قادر نیست آن را شناسایی نماید.

جدول ۵. مشخصات هواپیمای مورد بررسی

متغیر	مقدار	واحد
W	۸۴۲۰	نیوتن
S	۷/۹۴	متر مربع
\bar{c}	۱/۸۲	متر
b	۴/۸۹	متر
I_{xx}	۲۵۶	کیلوگرم متر مربع
I_{yy}	۱۶۵۰	کیلوگرم متر مربع
I_{zz}	۱۸۸۰	کیلوگرم متر مربع
I_{xz}	-۱۰	کیلوگرم متر مربع

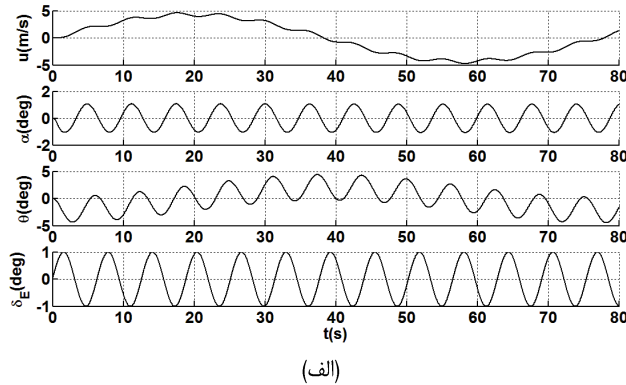
جدول ۶. مشتقات پایداری هواپیمای مورد بررسی

در یک شرایط پروازی و پیکره‌بندی مشخص (واحدها برحسب رادان)

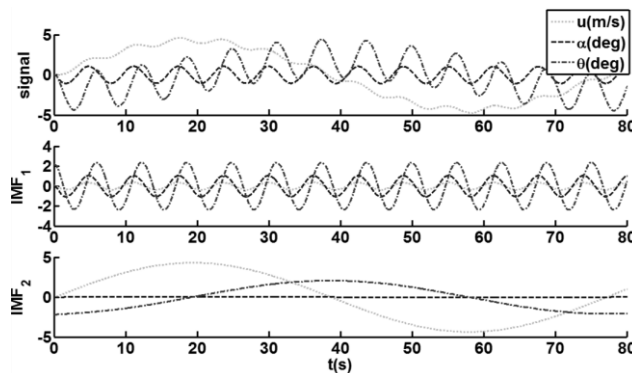
متغیر	مقدار	متغیر	مقدار
C_{m_u}	۰/۰۱۳	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	-۰/۰۵۷
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-۰/۳۷	C_{L_q}	-۰/۱۹
$C_{m_{\ddot{\alpha}}}$	۰	$C_{D_{\dot{\alpha}}}$	۰/۰۳
C_{m_q}	-۱۰/۵۷	$C_{D_{\ddot{\alpha}}}$	۰/۰۲۷
$C_{m_{\dot{\omega}}}$	۰	$C_{T_{\dot{\omega}}}$	۰/۰۰۴
$C_{m_{\dot{\tau}_\alpha}}$	۰	$C_{L_{\dot{\tau}_\alpha}}$	۰/۱۴
C_{L_u}	۰/۱۳	$C_{D_{\dot{\tau}_\alpha}}$	-۰/۰۲
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	۴/۱۷	$C_{m_{\dot{\tau}_\alpha}}$	-۰/۲۸

طولی شامل زاویه پیچ، زاویه حمله و سرعت، این سیگنال‌ها به صورت شکل ۱۰ تجزیه می‌شوند.

پروازی از داده‌های پروازی می‌پردازیم. با اعمال الگوریتم برخط محلی تجزیه مدهای شبه تجربی بر روی سیگنال‌های خروجی

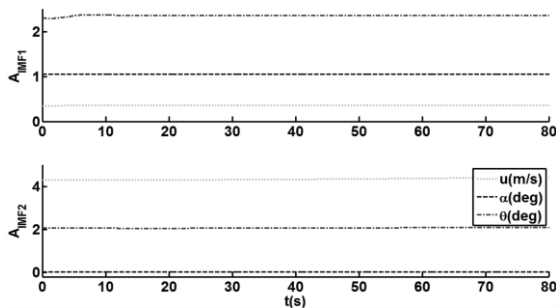


(الف)

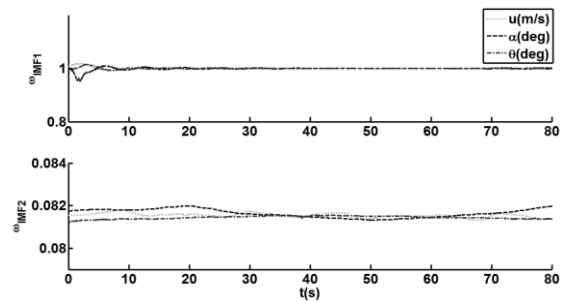


(ب)

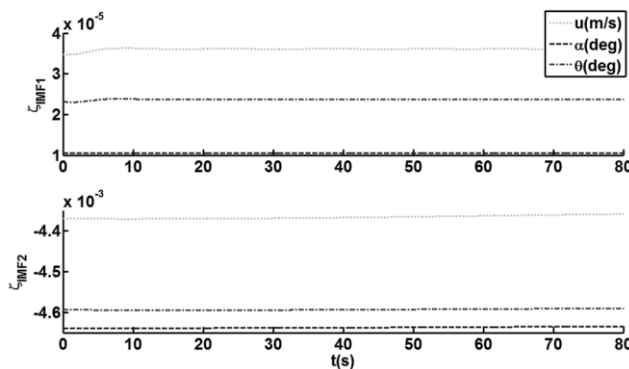
شکل ۶. نمودار الف) سیگنال‌های خروجی شبیه‌سازی شده از مدل اغتشاشی تحریک شده توسط $\delta E = \sin(t)$ ، ب) توابع مود ذاتی



(ب)

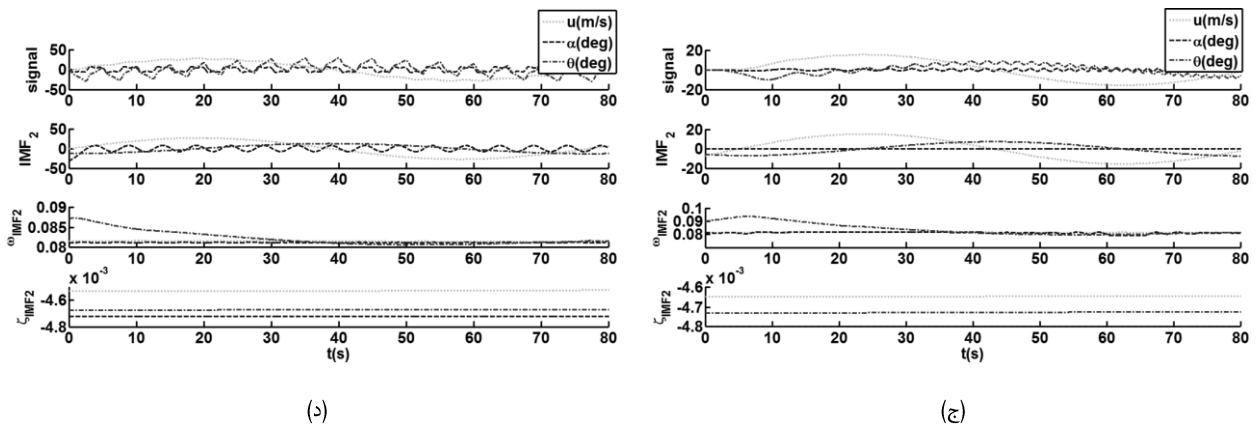
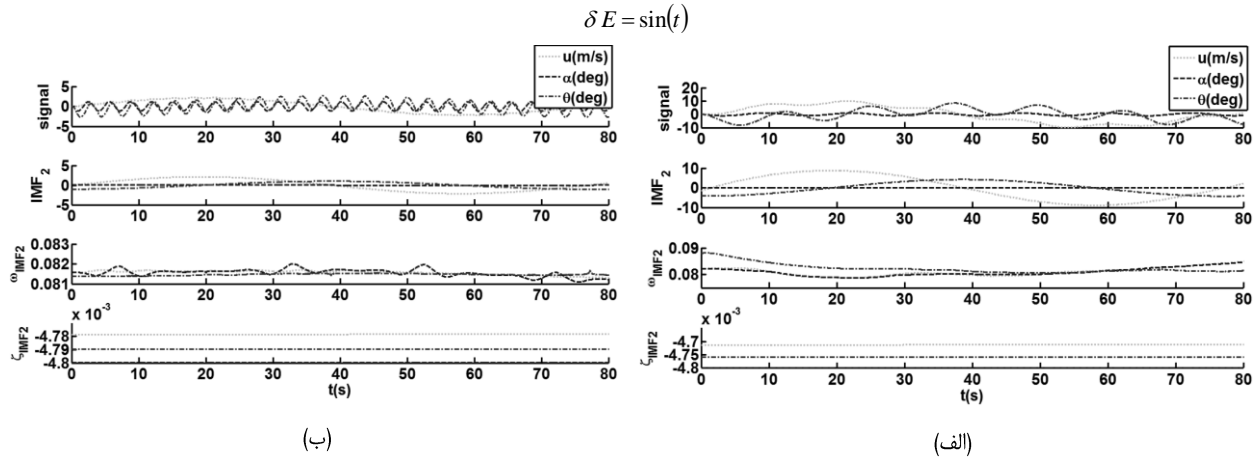


(الف)



(ج)

شکل ۷. نمودار الف) بسامد آنی، ب) و دامنه آنی، ج) ضریب میرایی آنی برای سیگنال‌های خروجی شبیه‌سازی شده از مدل اغتشاشی تحریک شده توسط

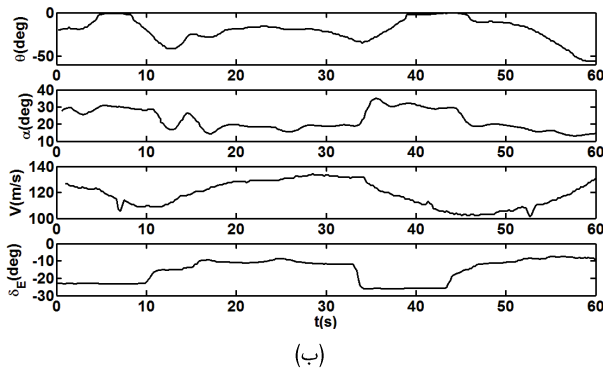


شکل ۸ تابع مود ذاتی دوم و بسامد طبیعی و ضریب میرایی برای سیگنال تحریک
الف) $\delta E = \sin(0.5t)$ ، ب) $\delta E = \sin(2t)$ ، ج) چیرپ، د) سیگنال مربعی

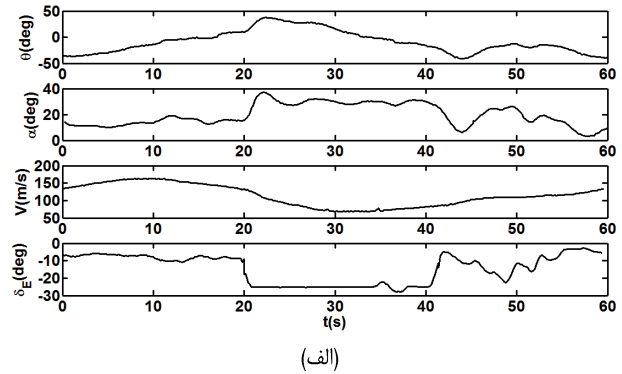
به تابع تحریک و بقیه مودهای ذاتی را پاسخهای عمومی تلقی کرد. از اینرو مودهای ذاتی دوم تا هشتم، مودهای پروازی اول تا هفتم نامیده می‌شوند. اکنون به کمک روش ارائه شده می‌توان بسامد طبیعی و نرخ میرایی این مودها را کسب کرد. در شکل ۱۲ بسامد طبیعی مودها ارائه شده است. جدول ۸ میانگین، میانه و انحراف استاندارد بسامد طبیعی مودهای پروازی به دست آمده را بیان می‌کنند. در شکل ۱۳ نرخ میرایی مودها ارائه شده است. جدول ۹ نیز میانگین، میانه و انحراف استاندارد نرخ میرایی مودهای پروازی حاصل را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که مودهای حاصل از سیگنالهای خروجی زاویه پیچ، زاویه حمله و سرعت نزدیک به هم هستند و این موضوع می‌تواند صحت تحلیل را نشان دهد. حال می‌توان تحلیل مشابهی را روی مجموعه دیگری از نتایج آزمایشهای پروازی شامل متغیرهای ورودی و خروجی اجرا کرد تا استقلال این نتایج از دادههای پروازی

ملاحظه می‌شود که سیگنالهای خروجی به هفت مود ذاتی با ویژگیهای مودهای پروازی تجزیه شده‌اند. این مودها شامل پاسخ خصوصی به سیگنال تحریک الویتور و پاسخ عمومی ناشی از مودهای طبیعی و غیراستاندارد پروازی است. برای تشخیص پاسخ خصوصی از پاسخ عمومی می‌توان از معیار همبستگی عرضی بین توابع مود ذاتی به دست آمده با سیگنال تحریک الویتور استفاده نمود. برای این منظور فرض می‌شود که فرایند مورد بررسی ارگودیک^{۲۵} است. بر این اساس همبستگی عرضی مودهای ذاتی کسب شده با سیگنال تحریک الویتور به صورت شکل ۱۱ خواهد بود. جدول ۷ میانگین، میانه و انحراف استاندارد همبستگی عرضی مودهای ذاتی کسب شده با سیگنال تحریک الویتور را در طول زمان داده‌برداری نشان می‌دهد. نتایج نشان می‌دهند که همبستگی عرضی مود ذاتی اول به سیگنال تحریک الویتور بیشتر از سایر مودهای ذاتی است از اینرو می‌توان آن را پاسخ خصوصی

مشخص شود. مکان هندسی میانگین مودهای به دست آمده برای سری اول و دوم داده‌ها به فرم شکل ۱۴ است.

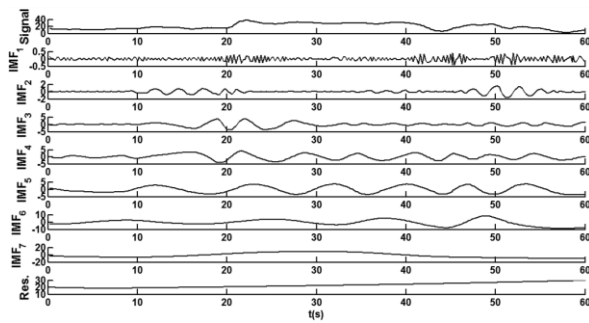


(ب)

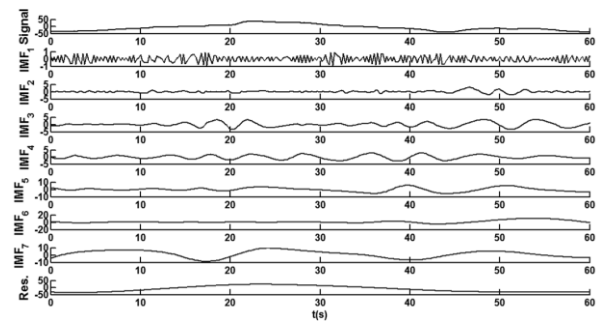


(الف)

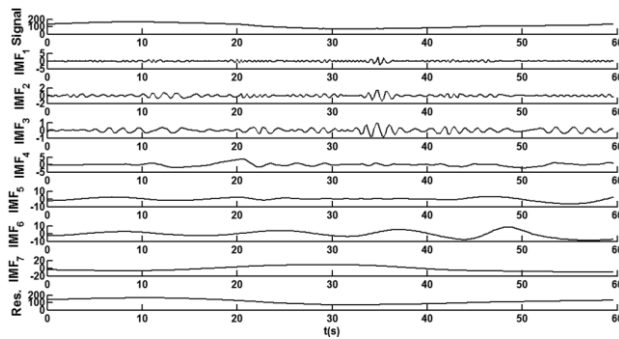
شکل ۹. نتایج طولی دو مجموعه از آزمایش‌های پروازی



(ب)

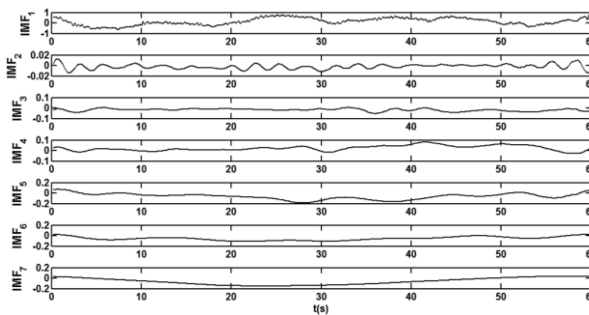


(الف)

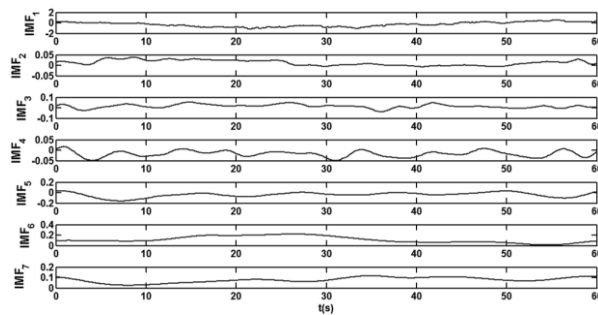


(ج)

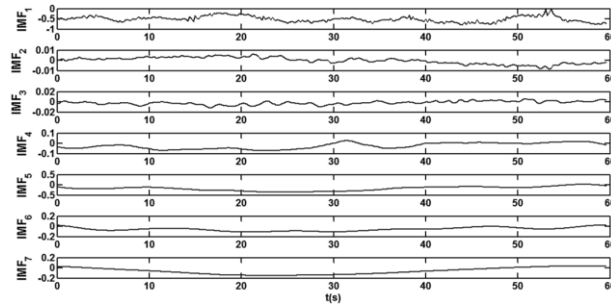
شکل ۱۰. توابع مود ذاتی کسب شده از سیگنال‌های الف) زاویه پیچ، ب) زاویه حمله، ج) سرعت



(ب)

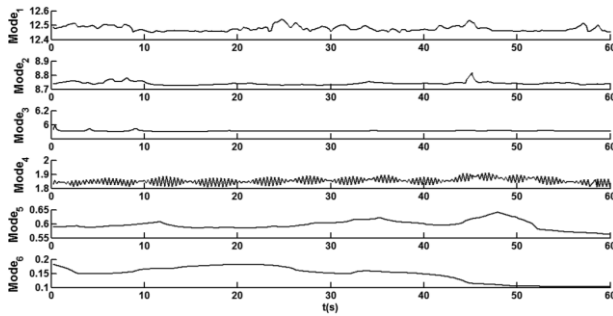


(الف)

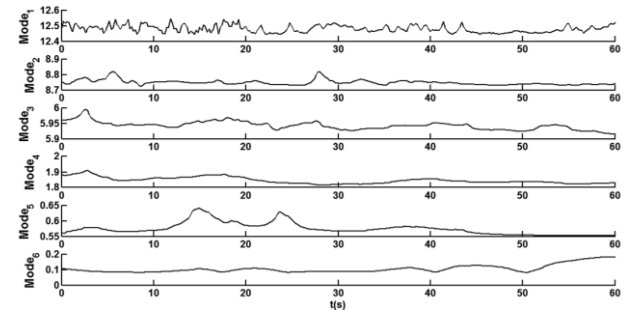


(ج)

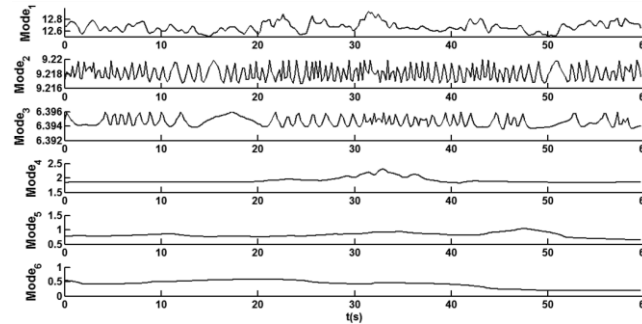
شکل ۱۱. همبستگی عرضی سیگنال تحریک الوتور و مودهای ذاتی کسب شده از سیگنال‌های الف) زاویه پیچ، ب) زاویه حمله، ج) سرعت



(ب)



(الف)



(ج)

شکل ۱۲. بسامد طبیعی مودهای به دست آمده از سیگنال‌های الف) زاویه پیچ، ب) زاویه حمله، ج) سرعت

جدول ۷. میانگین، میانه و انحراف استاندارد همبستگی عرضی سیگنال تحریک الوتور و مودهای ذاتی از سیگنال‌های الف) زاویه پیچ، ب) حمله، ج) سرعت

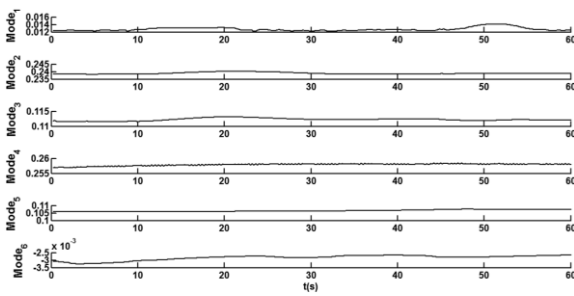
تابع مود ذاتی	سرعت (متر بر ثانیه)			α (درجه)			θ (درجه)		
	انحراف استاندارد	میانه	میانگین	انحراف استاندارد	میانه	میانگین	انحراف استاندارد	میانه	میانگین
۱	۰/۱۴۴	-۰/۵۱۴	-۰/۵۰۷	-۰/۳۴۵	۰/۱۷۵	۰/۱۵۹	۰/۴۲۹	-۰/۲۳۷	-۰/۲۶۶
۲	۰/۰۰۳	۰/۰۰	۰/۰۰	۰/۰۰۴	-۰/۰۰۱	-۰/۰۰۲	۰/۰۱۳	۰/۰۱۲	۰/۰۱۳
۳	۰/۰۰۳	-۰/۰۰۲	-۰/۰۰۲	۰/۰۱۲	-۰/۰۱۶	-۰/۰۱۸	۰/۰۱۸	۰/۰۱۵	۰/۰۱۵
۴	۰/۰۲۹	-۰/۰۲۴	-۰/۰۲۵	۰/۰۲۵	۰/۰۲۰	۰/۰۲۳	۰/۰۱۵	-۰/۰۱۵	-۰/۰۱۷
۵	۰/۱۰۵	-۰/۰۵۹	-۰/۰۸۳	۰/۰۵۸	-۰/۰۵۳	-۰/۰۶۱	۰/۰۴۵	-۰/۰۳۳	-۰/۰۳۹
۶	۰/۰۳۷	-۰/۰۵۴	-۰/۰۵۵	۰/۰۳۷	-۰/۰۵۴	-۰/۰۵۵	۰/۰۶۲	۰/۰۳۵	۰/۰۳۳
۷	۰/۰۶۴	-۰/۰۶۲	-۰/۰۶۱	۰/۰۶۴	-۰/۰۶۲	-۰/۰۶۱	۰/۰۲۵	۰/۰۷۸	۰/۰۷۸

جدول ۸. میانگین، میانه و انحراف استاندارد بسامد طبیعی مودهای به‌دست آمده از سیگنال‌های الف) زاویه پیچ، ب) زاویه حمله، ج) سرعت

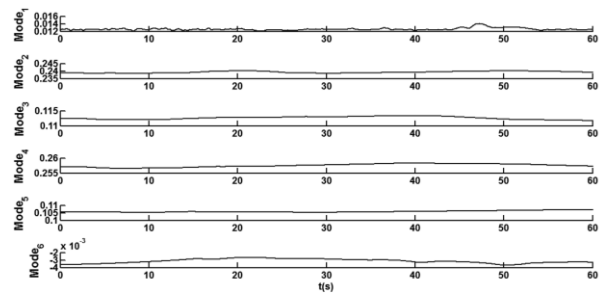
مود	سرعت (متر بر ثانیه)			α (درجه)			θ (درجه)		
	انحراف استاندارد	میانه	میانگین	انحراف استاندارد	میانه	میانگین	انحراف استاندارد	میانه	میانگین
۱	۰/۰۸۳	۱۲/۶۶۵	۱۲/۶۷۲	۰/۰۱۹	۱۲/۴۷۲	۱۲/۴۷۷	۰/۰۲۴	۱۲/۴۷۷	۱۲/۴۸۱
۲	۰/۰۰۱	۹/۲۱۸	۹/۲۱۸	۰/۰۱۲	۸/۷۳۹	۸/۷۴۱	۰/۰۱۷	۸/۷۴۶	۸/۷۴۸
۳	۰/۰۰۱	۶/۳۹۴	۶/۳۹۵	۰/۰۰۸	۵/۹۰۸	۵/۹۰۹	۰/۰۱۳	۵/۹۴۲	۵/۹۴۲
۴	۰/۰۹۸	۱/۸۵۹	۰/۹۰۶	۰/۰۲۴	۱/۸۵۵	۱/۸۵۴	۰/۰۲۱	۱/۸۴۰	۱/۸۴۶
۵	۰/۰۸۱	۰/۸۱۱	۰/۸۱۹	۰/۰۱۶	۰/۵۹۵	۰/۵۹۷	۰/۰۲۰	۰/۵۷۱	۰/۵۷۵
۶	۰/۱۳۴	۰/۱۰۵	۰/۱۰۶	۰/۰۲۷	۰/۱۵۲	۰/۱۴۶	۰/۰۲۶	۰/۰۹۶	۰/۱۰۵

جدول ۹. میانگین، میانه و انحراف استاندارد ضریب میرایی مودهای به‌دست آمده از سیگنال‌های الف) زاویه پیچ، ب) زاویه حمله، ج) سرعت

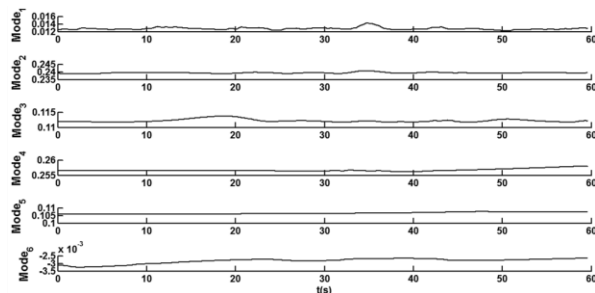
مود	سرعت (متر بر ثانیه)			α (درجه)			θ (درجه)		
	انحراف استاندارد	میانه	میانگین	انحراف استاندارد	میانه	میانگین	انحراف استاندارد	میانه	میانگین
۱	۰/۰۳	۰/۰۱۳	۰/۰۱۳	۰/۰۵	۰/۰۱۳	۰/۰۱۳	۰/۰۳	۰/۰۱۳	۰/۰۱۳
۲	۰/۰۴	۰/۲۳۹	۰/۲۳۹	۰/۰۶	۰/۲۳۹	۰/۲۳۹	۰/۰۶	۰/۲۳۹	۰/۲۳۹
۳	۰/۰۵	۰/۱۱۲	۰/۱۱۲	۰/۰۴	۰/۱۱۲	۰/۱۱۲	۰/۰۵	۰/۱۱۳	۰/۱۱۳
۴	۰/۰۴	۰/۲۵۷	۰/۲۵۷	۰/۰۴	۰/۲۵۸	۰/۲۵۸	۰/۰۵	۰/۲۵۸	۰/۲۵۷
۵	۰/۰۶	۰/۱۰۶	۰/۱۰۶	۰/۰۶	۰/۱۰۶	۰/۱۰۶	۰/۰۵	۰/۱۰۶	۰/۱۰۶
۶	۰/۰۲	۰/۰۰۳	۰/۰۰۳	۰/۰۴	۰/۰۰۳	۰/۰۰۳	۰/۰۰۲	۰/۰۰۳	۰/۰۰۳



(ب)

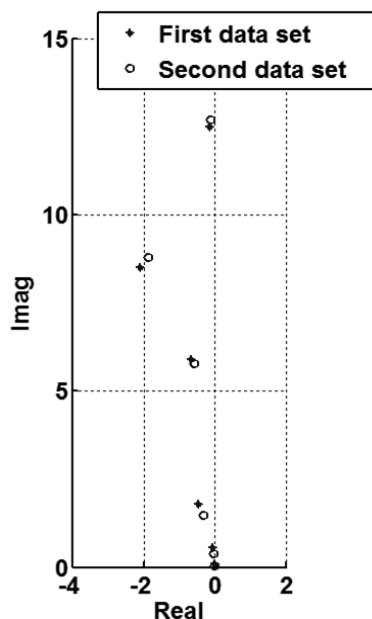


(الف)



(ج)

شکل ۱۳. ضریب میرایی مودهای به‌دست آمده از سیگنال‌های الف) زاویه پیچ، ب) زاویه حمله، ج) سرعت



شکل ۱۴. مکان هندسی میانگین مودهای به دست آمده برای سری اول و دوم داده‌ها

۷. نتیجه‌گیری

در این مقاله، استفاده از انتقال هیلبرت - هوانگ برای تخمین مودهای پروازی هواپیما بررسی شد و به داده‌های پروازی اعمال گردید. برای این منظور، بهبودی برای الگوریتم تجزیه مودهای شبه تجربی به صورت محلی و برخط توسعه یافت و از آن در روش پیشنهادی برای شناسایی بسامد طبیعی و ضریب میرایی مودهای پروازی استفاده شد. سپس مقایسه‌ای بین نتایج روش پیشنهادی و روش کلاسیک برای سیگنال‌های خروجی شبیه‌سازی شده از مدل خطی اغتشاشی انجام شده و عملکرد روش پیشنهادی صحت‌سنجی گردید. در نهایت، این روش به داده‌های پروازی واقعی اعمال گردید.

نتایج به دست آمده نشان داد که برخی از مودهای غیراستاندارد با میرایی اندک در نواحی غیرخطی پرواز وجود دارند که روش پیشنهادی قادر به شناسایی و استخراج مستقیم آنها از داده‌های پروازی در حوزه زمان است. هدف مطالعه حاضر بررسی امکان استفاده از آن تحلیل کیفیت پروازی هواپیما بوده است. مطالعات بیشتری برای توسعه روش‌ها و تحلیل داده‌های پروازی مورد نیاز است؛ همچون اعمال این روش به داده‌های هواپیما برای یافتن مودهای عرضی - سمتی، یافتن آثار متداخل طولی و عرضی بر مودهای هواپیما و تحلیل خوش‌دستی برای مودهای موجود در نواحی غیرخطی پرواز.

۸. فهرست علائم و اختصارات

بالاترین بسامد در تکرار z ام تابع مود ذاتی i ام	$h_{i,k}$
روند دارای بالاترین بسامد در تکرار z ام تابع مود ذاتی i ام	$m_{i,k}$
سیگنال	x
تابع مود ذاتی i ام	c_i
باقیمانده i ام	r_i
تعداد همسایه‌های سمت چپ	n_L
تعداد همسایه‌های سمت راست	n_R
مجموعه‌ای از ضرایب	c_n
زمان	t
بسامد فاصله	ω_{int}
انتقال هیلبرت	H
دامنه آنی	a
تابع فاز	θ
بسامد آنی	w
بسامد آنی مود z ام	ω_z
ضریب میرایی مود z ام	ξ_z
بسامد طبیعی آنی مود z ام	ω_{jd}
سرعت اغتشاشی	u
زاویه حمله اغتشاشی	α
زاویه پیچش اغتشاشی	θ
دستور کنترلی الویتور	δ_E

- [1] Morelli, Eugene A. "Real-time parameter estimation in the frequency domain." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 23 (5), 2000, pp. 812-818.
- [2] Jategaonkar, Ravindra V., Dietrich Fischenberg, Wolfgang Gruenhagen. "Aerodynamic modeling and system identification from flight data-recent applications at DLR." *Journal of Aircraft* 41 (4), 2004, pp. 681-691.
- [3] Tischler, Mark B., Robert K. Remple. "Aircraft and rotorcraft system identification." New York, NY: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [4] Huang, Norden E., Zheng Shen, Steven R. Long, Manli C. Wu, Hsing H. Shih, Quanan Zheng, Nai-Chyuan Yen, Chi C. Tung, Henry 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* 454 (1971), pp. 903-995.
- [5] Pai, Frank P., Anthony N. Palazotto. "HHT-based nonlinear signal processing method for parametric and non-parametric identification of dynamical systems." *International Journal of Mechanical Sciences* 50 (12), 2008, pp. 1619-1635.
- [6] Feldman, Michael. "Hilbert transform methods for nonparametric identification of nonlinear time varying vibration systems." *Mechanical Systems and Signal Processing* 47 (1), 2012. Pp. 66-77.
- [7] Jing, Hang, Haiqing Yuan, Yi Zhao, Yan Yang. "Applying hilbert-huang transform to identifying structural modal parameters. Education Technology and Training 2008. And 2008 International Workshop on Geoscience and Remote Sensing. ETT and GRS 2008." *International Workshop on, IEEE, Shanghai, 2, 2008*, pp. 617-621.
- [8] Feldman, Michael. "Considering high harmonics for identification of non-linear systems by Hilbert transform." *Mechanical Systems and Signal Processing*, 21 (2), 2007, pp. 943-958.
- [9] Shi, Z. Y., S. S. Law, X. Xu. "Identification of linear time-varying mdof dynamic systems from forced excitation using Hilbert transform and EMD method." *Journal of Sound and Vibration* 321 (3), 2009, pp. 572-589.
- [10] Bao, Chunxiao, Hong Hao, Zhong-Xian Li, Xinqun Zhu. "Time-varying system identification using a newly improved HHT algorithm." *Computers & Structures* 87 (23), 2009, pp. 1611-1623.
- [11] Pai, Frank P., Anthony N. Palazotto. "Detection and identification of nonlinearities by amplitude and frequency modulation analysis." *Mechanical Systems and Signal Processing* 22 (5), 2008, pp. 1107-1132.
- [12] Ma, Wann-Jiun, Wang Tang, Fan-Ren Chang. "Analysis of aircraft longitudinal long-period oscillation by Hilbert-Huang transform." *Proceedings of the 2006 National Technical Meeting of the Institute of Navigation, Monterey, CA, 2001*, pp. 543-553.
- [13] Rilling, Gabriel, Patrick Flandrin, Paulo Gonçalves. "On empirical mode decomposition and its algorithms." *IEEE-EURASIP Workshop on Nonlinear Signal and Image Processing NSIP*, Grado, Italy, 2003, pp. 8-11.
- [14] Qin, S. R., Y. M. Zhong. "A new envelope algorithm of Hilbert-Huang transform." *Mechanical Systems and Signal Processing*, 20 (8), 2006, pp. 1941-1952.
- [15] Meignen, Sylvain, Valérie Perrier. "A new formulation for empirical mode decomposition based on constrained optimization." *IEEE Signal Processing Letters* 14 (12), 2007, pp. 932-935.
- [16] Chang, Nai-Fu, Cheng-Yi Chiang, Tung-Chien Chen, Liang-Gee Chen. "Cubic spline interpolation with overlapped window and data reuse for on-line Hilbert Huang transform biomedical microprocessor." *Engineering in Medicine and Biology Society, Annual International Conference of the IEEE*, Boston, 2011, pp. 7091-7094.
- [17] Kokes, Josef, Nghien N. BA. "Using constrained cubic spline instead of natural cubic spline to eliminate overshoot and undershoot in Hilbert Huang Transform, Carpathian Control Conference (ICCC)." 13th

- International, IEEE, High Tatra*, 2012, pp. 300-306.
- [18] Press, William H. *Numerical recipes: The art of scientific computing*, 3rd edition, New York, NY: Cambridge university press, 2007.
- [19] Huang, Norden E., Samuel S. Shen. "Hilbert-Huang transform and its applications." *Introduction to the Hilbert-Huang transform and its related mathematical problems*. Singapore: World Scientific, 2005.
- [20] Huang, Norden. E., Zheng Shen, Steven R. Long. "A new view of nonlinear water waves: The Hilbert Spectrum. *Annual review of fluid mechanics*, 31 (1), 1999, pp. 417-457.
- [21] Roskam, Jan. "Airplane flight dynamics and automatic flight control." Lawrence, KS: DARcorporation, 1995.
- [22] Holleman, E. C. "Summary of Flight Tests To Determine the Spin and Controllability Characteristics of a Remotely Piloted, Large-Scale (3/8) Fighter Airplane Model." National Aeronautics and Space Administration, Report no. NASA TN D-8052, 1976.

پی نوشت

-
1. Hilbert-Huang transform
 2. empirical mode decomposition
 3. LTI
 4. Intrinsic mode functions
 5. Parabola parameter spline interpolation
 6. Segment power function
 7. Quadratic programming problem
 8. constrained cubic spline
 9. natural cubic spline
 10. harmonic functions
 11. DC offset
 12. approximations
 13. details
 14. Wavelet
 15. stopping criteria
 16. local orthogonality of the decomposition
 17. index of orthogonality
 18. over decomposition
 19. resolution
 20. finite impulse response
 21. Piecewise cubic hermite interpolating polynomial
 22. convergence based stopping criterion
 23. extrema mirroring
 24. intermittency frequency
 25. Ergodic