مقاله

آزمون ارتعاشات زمینی سطوح کنترل هواپیما پیش‌درآمدی بر آزمون پروازی فلاتر

سعید شکراللهی *
استادیار مجتمع دانشگاهی هوافضا
دانشگاه صنعتی مالک اشتر
s_shokrollahi@yahoo.com

سهیل خدایاری آبکنار
کارشناس ارشد مهندسی هوافضا
دانشگاه صنعتی مالک اشتر
khodayari@yahoo.com

فرهاد عادل
دانشجوی دکترای مهندسی هوافضا
دانشگاه صنعتی مالک اشتر
f_adel@yahoo.com

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۱۰/۱۳ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۳/۰۹

چکیده

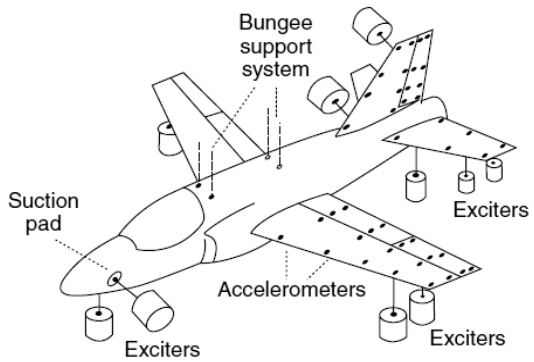
در این مقاله ضمن بیان اهمیت و جایگاه انجام آزمون مودال در سازه‌های هوایی و نقش آن در اخذ گواهینامه‌های پروازی، به شرح روند و چگونگی اجرای این آزمون روی یکی از سطوح کنترل یک هواپیمای جت آموزشی پرداخته شده است. برای انجام آزمون مودال این سازه از دو رویکرد تحریک با چکش (تحریک ضربه) و تحریک با لرزانندهٔ الکترودینامیکی استفاده شده است. نتایج حاصل از این دو روش حاکی از انطباق و همگرایی فرکانس‌های طبیعی به‌عنوان یکی از نتایج مهم حاصل از آزمون مودال بوده و علاوه بر آن شکل مودها نیز انطباق بسیار مناسبی با یکدیگر دارند. همچنین، در این پژوهش برای اجرای مناسب آزمون و تعیین نقاط مناسب تحریک و پاسخ، آنالیز مودال عددی نیز انجام شده است. مقایسهٔ نتایج آزمون تجربی و آنالیز عددی نشان می‌دهد که مدل اجزای محدود این سطح کنترل نیازمند اصلاح و به‌روزرسانی است.

واژگان کلیدی: آزمون مودال، ایلرون، آزمون ارتعاشات زمینی هواپیما[1]، تست فلاتر

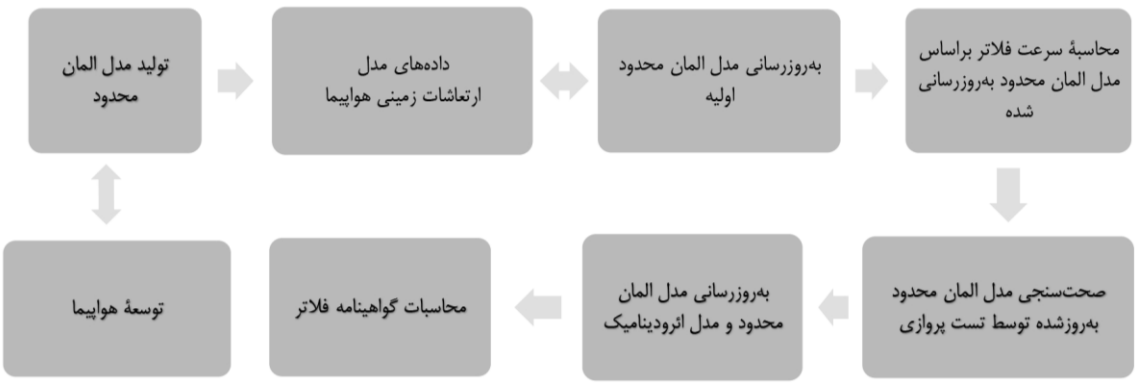
۱. مقدمه

آزمون‌های مودال هواپیما، که در صنعت هوایی آزمون‌های ارتعاشات زمینی هواپیما نیز نامیده می‌شوند، از جمله مهمترین رویکردهای تجربی در روند صحت‌سنجی دینامیک سازهٔ هواپیما به‌شمار می‌روند. این آزمون‌ها در فرایند توسعهٔ یک هواپیمای جدید، درست پیش از اجرای آزمون‌های پروازی به مرحلهٔ اجرا در می‌آیند [۱-۲]. در شکل۱ نمایی از آزمون مودال یک هواپیمای جت کوچک نمایش داده شده است. در واقع هدف اصلی از اجرای یک تست ارتعاشات زمینی هواپیما عبارت است از تعیین تجربی مودهای فرکانس پایین سازهٔ هواپیما شامل مودهای اجزاء و کل هواپیما که به‌منظور اعتبارسنجی و بهبود مدل نظری دینامیک سازه‌ای آن به‌عنوان بخشی از روند آنالیز فلاتر و برنامه‌ریزی آزمون‌های پروازی ایمن استفاده می‌شود [۳]. شکل ۲ نشان‌دهندهٔ نمودار روند ارزیابی پایداری ائروالاستیک

و به‌طور خاص بررسی شرایط فلاتر بال، دم و سطوح کنترل هواپیما است [۴]. همان‌گونه که در این شکل مشاهده می‌شود، اخذ مجوز پرواز برای یک هواپیمای جدید منوط به اثبات پرواز عاری از فلاتر برای سازه‌های انعطاف‌پذیر شامل بال‌ها، دم‌های افقی و عمودی و سطوح کنترل است. در همین راستا و براساس استانداردهای حاکم بر صنعت هوایی گواهینامهٔ فلاتر زمانی صادر می‌شود که هواپیما آزمون‌های پروازی فلاتر را با موفقیت پشت سر گذاشته باشد. برای این منظور و پیش از آغاز آزمون‌های پروازی فلاتر، چند مرحلهٔ دیگر به‌عنوان مراحل مقدماتی طی می‌گردد که مطابق نمودار شکل ۲ با تولید یک مدل اجزای محدود از سازهٔ هواپیما آغاز می‌گردد. سپس این مدل عددی با استفاده از داده‌های آزمون مودال اصلاح و به‌روزرسانی می‌گردد. از تلفیق مدل سازه‌ای اصلاح‌شده با یک الگوی ائرودینامیکی مناسب برای محاسبهٔ سرعت‌های بحرانی فلاتر استفاده می‌گردد. در ادامه، الگوی ائروالاستیک مزبور را توسط آزمون‌های پروازی فلاتر مورد صحت‌سنجی قرار داده تا درصورت نیاز مدل اجزای محدود را این‌بار همراه با مدل ائرودینامیکی به‌روزرسانی نمایند. در پایان، محاسبات فلاتر جهت اخذ گواهینامه به مراجع ذیصلاح ارائه می‌گردد. باید خاطرنشان ساخت که از میان سطوح کنترل مختلف یک هواپیما، عموماً ایلرون‌ها بیش از سایر اجزاء دچار پدیدهٔ فلاتر می‌شوند. از جمله مهمترین فرض‌ها در روند آنالیز مودال تجربی (آزمون مودال)، فرض خطی بودن سیستم است. بر اساس این فرض که در بسیاری از مواقع فرضی منطقی و قابل‌قبول محسوب می‌شود، مشخصه‌های دینامیک سازه‌ای شامل فرکانس‌های طبیعی، شکل مودها و میرایی‌های مودال، مستقل از دامنهٔ نیروی تحریک خواهند بود. این امر فرایند اجرای آزمون را آسان‌تر می‌نماید.



شکل ۱. آزمون مودال یک هواپیمای جت کوچک [۱]



شکل ۲. فرایند صحت‌سنجی و اعتبارسنجی مدل ائروالاستیک هواپیما

برای اطمینان از خطی‌بودن دینامیک سازه معمولاً در شروع کار، تست خطی‌سنجی اجرا می‌شود که طی آن سازهٔ تحت آزمون را با دامنه‌های نیرویی متفاوت به ارتعاش درآورده و تأثیر تغییرات دامنهٔ نیروی تحریک بر نمودار توابع پاسخ فرکانسی، که به اختصار FRF نامیده می‌شوند، را مورد ارزیابی قرار می‌دهند. طبیعی است برای سازه‌های خطی این نمودارها ثابت بوده یا تغییرات اندکی دارند در حالی‌که برای سازه‌های غیرخطی این نمودارها کاملاً به دامنهٔ تحریک وابسته‌اند. پس از کسب اطمینان از خطی‌بودن سازه، اجرای آزمون مودال آغاز می‌شود. در هر آزمون مودال سه مؤلفهٔ اصلی وجود دارد که به‌ترتیب عبارت‌اند از:

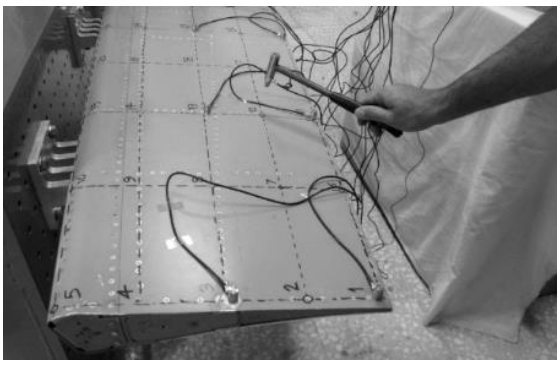
۱. سامانهٔ تحریک
۲. حسگرهای ثبت پاسخ
۳. تحلیلگر مودال

امروزه برای تحریک سازه‌ها از دو روش یا سازوکار کاملاً متفاوت استفاده می‌شود. رویکرد اول استفاده از چکش ضربه و رویکرد دوم استفاده از لرزانندهٔ الکترودینامیکی است. از سوی دیگر برای اندازه‌گیری پاسخ سازه به تحریک اعمال‌شده، از حسگرهای پیزوالکتریک شتاب یا به اختصار شتاب‌سنج استفاده می‌شود.

۲. آزمون مودال ایلرون به‌کمک روش تحریک با چکش

استفاده از چکش ضربه رویکرد نسبتاً ساده‌ای برای استخراج مشخصه‌های مودال سازه به‌شمار می‌رود. در این روش، روی مکان‌هایی که از پیش به‌عنوان نقاط تحریک تعیین شده‌اند، با چکش ضربه‌هایی وارد می‌شود. برای اندازه‌گیری و ثبت مقدار نیروی وارده به سازه در قسمت فوقانی چکش یک مبدل نیرو تعبیه شده است که از طریق یک سیم، سیگنال تولیدشده را به سیستم داده‌برداری منتقل می‌نماید. در شکل ۳ تصویری از اجرای آزمون مودال سطح کنترل به‌کمک چکش ضربه نمایش داده شده است. این روش در مقایسه با رویکرد تحریک به‌کمک لرزانندهٔ الکترودینامیکی چند مزیت عمده دارد که از آن جمله می‌توان به موارد ذیل اشاره کرد [۵]:

۱. در روش چکش به اتصال دائمی میان عامل تحریک و سازه نیاز نیست. این امر از ایجاد هرگونه حفره در سازهٔ تحت آزمون، که در روش تحریک با لرزاننده اجتناب‌ناپذیر است، جلوگیری می‌نماید. همچنین از تأثیر جرم محرک بر دینامیک سازه جلوگیری می‌شود.
۲. چکش به مولد سیگنال و تقویت‌کنندهٔ توان نیازی ندارد.
۳. در روش چکش امکان تحریک نقاط مختلف با سهولت بیشتری نسبت به روش تحریک لرزاننده وجود دارد. این امر به تولید داده‌های هرچه بیشتر از سازه منجر شده که می‌تواند در استخراج دقیق‌تر شکل مودها کمک نماید.



شکل ۳. آزمون مودال با چکش و روند حصول داده‌ها

در کنار مزایای فوق، روش تحریک به‌کمک چکش معایبی نیز دارد که از مهمترین آنها می‌توان به موارد ذیل اشاره کرد:

۱. در روش چکش کنترل صحیحی بر میزان نیروی تحریک وجود ندارد.
۲. ضربهٔ چکش معمولاً انرژی کافی برای به ارتعاش در آوردن سازه‌های بزرگ و دارای سفتی بالا را دارا نیست.

۳. آزمون مودال ایلرون به‌کمک روش تحریک با لرزانندهٔ الکترودینامیکی

امروزه رویکرد استفاده از لرزاننده‌های الکترودینامیکی روشی متداول در آنالیز مودال تجربی و به‌ویژه آزمون ارتعاشات هواپیما روی زمین به‌شمار می‌رود. رویکرد اخیر نسبت به روش چکش از چند مزیت عمده برخوردار است که از مهمترین آنها می‌توان به قابلیت کنترل میزان دامنهٔ نیروی تحریک و فرکانس تحریک اشاره نمود. علاوه بر آن به‌کمک لرزاننده‌ها می‌توان نیروهای لازم برای به ارتعاش در آوردن سازه‌های بزرگ و مستحکم نظیر بال‌های بزرگ و بدنهٔ هواپیما را تأمین نمود. مزیت مهم دیگر این نوع تحریک آن است که انواع سیگنال‌های تحریک اعم از هارمونیک، پریودیک، گذرا و اتفاقی را می‌توان به سازه اعمال نمود. در شکل ۴ تصویری از پیکربندی سخت‌افزاری آزمون مودال سطح کنترل با لرزاننده الکترودینامیکی نشان داده شده است.

همان‌گونه که در این شکل ملاحظه می‌شود، اجزای اصلی در یک آزمون مودال در روش تحریک با لرزاننده به‌ترتیب عبارت‌اند از: مولد سیگنال، تقویت‌کنندهٔ توان، لرزانندهٔ الکترودینامیکی همراه با مبدل نیرو، شتاب‌سنج‌ها، سامانهٔ داده‌برداری، تحلیلگر سیگنال، کامپیوتر و نرم‌افزارهای آنالیز مودال.

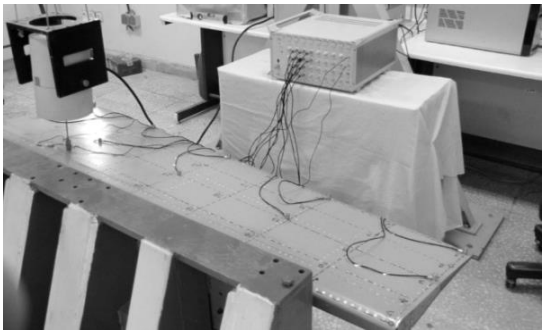
٤. نصب ایلرون روی فیکسچر و ایجاد شرایط تکیه‌گاهی مناسب

نخستین گام در اجرای آزمون مودال مد نظر، فراهم‌ساختن شرایط تکیه‌گاهی برای سازهٔ تحت آزمون است؛ به‌طوری‌که شرایط مرزی واقعی بازسازی گردد. ایلرون مورد مطالعه در این آزمون مطابق شکل ۵ در وضعیت واقعی خود به‌کمک سه لاگ[۲] لولایی به بال اتصال می‌یابد که یکی از آنها در امتداد دو لاگ دیگر نمی‌باشد. برای ایجاد شرایط تکیه‌گاهی آزمون‌ها نیز از همین لاگ‌ها برای اتصال ایلرون به سازهٔ فیکسچر استفاده می‌شود.

جنس ایلرون مورد مطالعه به‌همراه تمامی اجزای داخلی آن از نوع آلیاژ آلومینیوم ۲۰۲۴ تی. ۳[۳] است. سازهٔ ایلرون نیز همانند سازه بال از مجموعه‌ای از ریب‌ها[۴] و اسپارها[۵] تشکیل شده است. در واقع با این کار شرایط مرزی یک‌سرگیردار برای سطح کنترل فراهم می‌گردد. در شکل ۶ وضعیت نصب سطح کنترل روی فیکسچر نمایش داده شده است.

۵. تعیین نقاط تحریک و نقاط پاسخ روی سازه

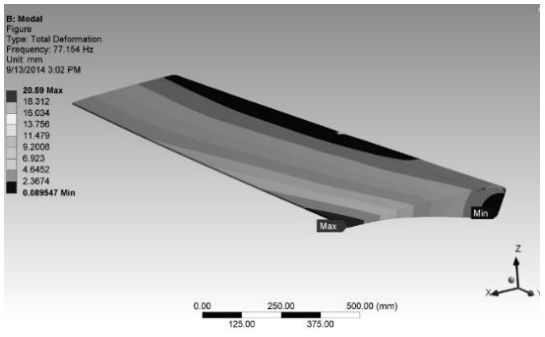
گام دوم در اجرای آزمون مودال عبارت است از تعیین نقاط تحریک و نقاط پاسخ روی سازهٔ تحت آزمون. برای انتخاب هرچه صحیح‌تر و مؤثرتر این نقاط لازم است در ابتدا یک تحلیل عددی مودال برای سازهٔ مورد مطالعه انجام گیرد تا براساس شکل مودهای به‌دست آمده بتوان فرایند تعیین نقاط تحریک و پاسخ را به‌خوبی انجام داد. برای این منظور مدل اجزای محدود ایلرون در نرم‌افزار انسیس[۶] تولید شده و با اعمال شرایط تکیه‌گاهی مناسب سعی شده است مدلی منطبق بر شرایط واقعی ایجاد گردد. طبیعی است نتایج حاصل از این مدل به‌دلیل برخی ساده‌سازی‌ها و عدم قطعیت‌ها، به‌ویژه در محل اتصالات، با خطاهایی همراه بوده که در فاز اصلاح و به‌روزرسانی مدل، این خطاها حذف یا کاهش خواهند یافت. در ایجاد مدل اجزای محدود موردنظر از المان سالید ۱۸۶[۷] در محیط انسیس، که یک المان درجه بالا دارای ۲۰ گره می‌باشد، استفاده شده است. تمامی گره‌های این المان دارای سه درجه آزادی می‌باشند. همچنین شایان ذکر است که این مدل اجزای محدود دارای ۳۱۲۸۲۴ گره و ۱۱۵۳۹۱ المان است. شکل‌های ۷ الی ۱۰ چهار شکل مود اول سطح کنترل را نمایش می‌دهند.



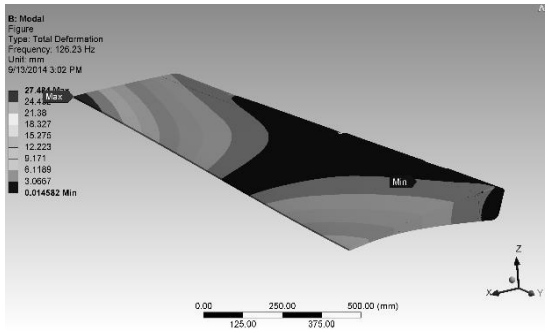
شکل ۴. اجزای تشکیل‌دهندهٔ یک آزمون مودال
با تحریک با لرزاننده [۵]

شکل ۵. ساختار محل اتصال سطح کنترل به بال
در هواپیمای مورد مطالعه

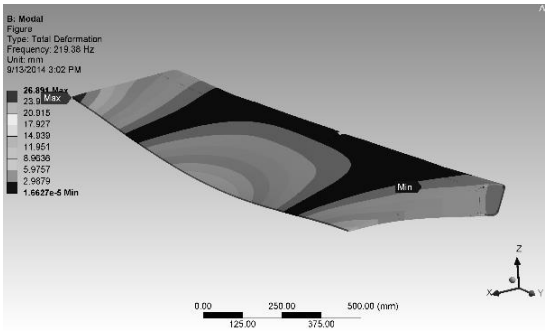
شکل ۶. نمایی از نحوه اتصال ایلرون به فیکسچر آزمون



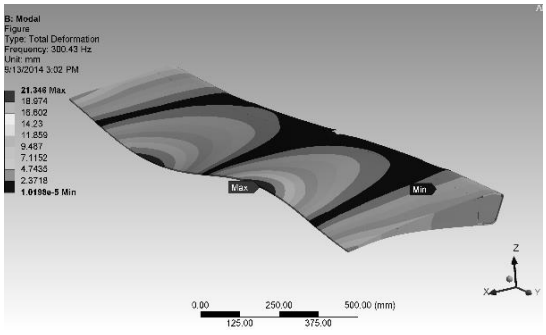
شکل ۷. مود اول ناشی از آنالیز مودال عددی (فرکانس ۷۷/۱۵)



شکل ۸. مود دوم ناشی از آنالیز مودال عددی (فرکانس ۱۲۶/۲۳)

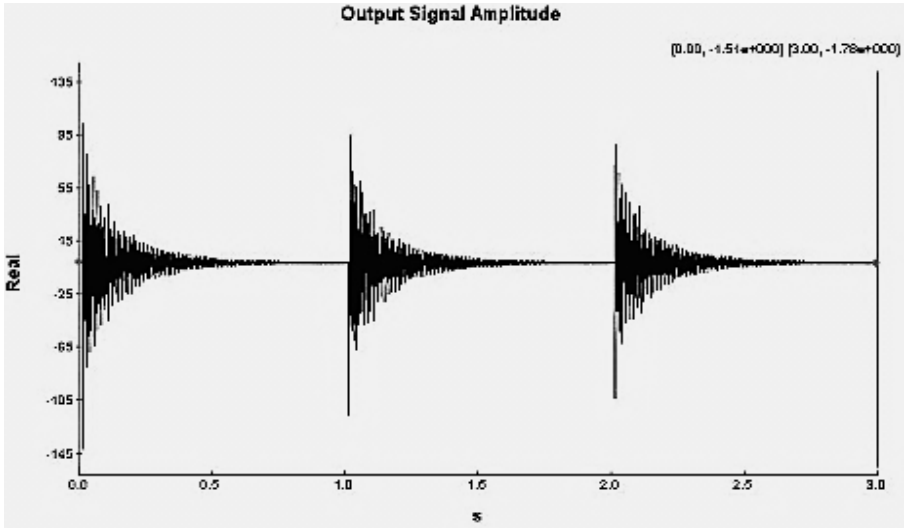


شکل ۹. مود سوم ناشی از آنالیز مودال عددی (فرکانس ۲۱۹/۳۸)



شکل ۱۰. مود چهارم ناشی از آنالیز مودال عددی (فرکانس ۳۰۰/۴۳)

این شکل مودها راهنمای خوبی برای انتخاب محل اعمال ضربهٔ چکش و نیز محل نصب شتاب‌سنج‌ها می‌باشند. براساس شکل‌مودهای به‌دست آمده از آنالیز مودال نظری، روی سطح بالایی ایلرون شبکه‌ای از نقاط تولید می‌گردد که در برخی از نقاط این شبکه به‌عنوان نقاط پاسخ، شتاب‌سنج‌هایی نصب می‌شود. برای ملاحظهٔ شبکهٔ موردنظر می‌توان به شکل ۳ مراجعه کرد. در رویکرد آزمون مودال به‌کمک چکش، به تمامی نقاط این شبکه ضربه وارد شده و براساس پاسخ‌های حاصل از شتاب‌سنج‌ها، توابع پاسخ فرکانسی مورد نظر تولید می‌شوند. شکل ۱۱ نمونه‌ای از پاسخ ضربه در یکی از نقاط سازه را نشان می‌دهد. همان‌طور که در این شکل ملاحظه می‌شود، فواصل زمانی پاسخ‌ها فرصت کافی برای میراشدن کامل به سیگنال پاسخ را می‌دهد. نکتهٔ مهمی که در تست چکش باید به آن دقت شود، این است که با اعمال تعداد ضربهٔ بیشتر در هر نقطه و میانگین‌گیری از آنها، تأثیر نوفه و نیز تأثیر خطاهای ناشی از اعمال ضربه‌های ناهمسان کاهش پیدا می‌کند. از اینرو باید سعی شود برای افزایش دقت داده‌های اندازه‌گیری حداقل سه ضربه به هر یک از نقاط شبکهٔ تعیین شده روی سازه اعمال گردد.



شکل ۱۱. پاسخ ضربهٔ اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج قرار گرفته در نقطهٔ ۳ در اثر اعمال ضربه در نقطهٔ ۱

٦. استخراج توابع پاسخ فرکانسی و خواص مودال

به‌کمک توابع پاسخ فرکانسی حاصل از آزمون مودال می‌توان خواص مودال یک سازه شامل فرکانس‌های طبیعی، شکل مودها و میرایی‌های مودال را به‌دست آورد. با اعمال هر ضربه روی سازه توسط چکش دو سیگنال متمایز تولید می‌شود. سیگنال اول عبارت است از تابع زمانی نیروی وارده که از طریق مبدل نیرویی واقع در سر چکش و سیم رابط آن به‌صورت یک سیگنال آنالوگ وارد درگاه از پیش تعیین شده در ورودی سیستم داده‌برداری می‌گردد. از مهمترین مسائل حاکم بر موضوع پردازش سیگنال می‌توان به دو پدیدهٔ الیاسینگ[8] و نشت[9] اشاره نمود [۳]. پدیدهٔ الیاسینگ زمانی به‌وقوع می‌پیوندد که فرکانس نمونه‌برداری داده‌ها نسبت به فرکانس سیگنال مربوطه به اندازهٔ کافی بالا نباشد. یک معیار متداول برای پیشگیری از وقوع این پدیده، معیار نایکوئیست است که براساس آن باید فرکانس نمونه‌برداری حداقل دو برابر فرکانس نوسان‌های سیگنال مورد نظر باشد.

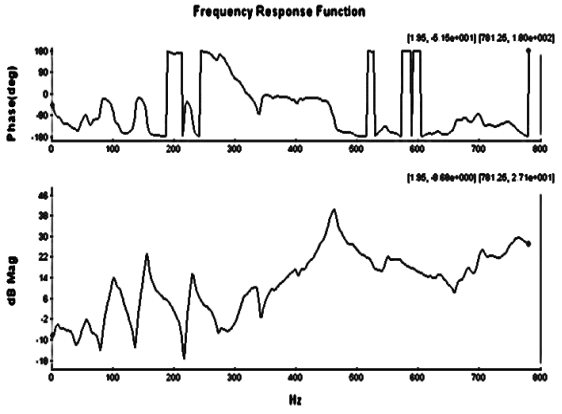
پدیدهٔ نشت یکی دیگر از مسائل مهم در مبحث پردازش سیگنال به‌شمار می‌رود که نتیجهٔ این واقعیت است که تنها

تعداد محدودی از نقاط نمونه‌برداری‌شده در حوزهٔ زمان قابل ذخیره‌اند. پیامد این امر در هنگام تبدیل فوریه این است که انرژی طیف سیگنال تبدیل‌یافته به فرکانس‌های دیگر نیز نشت می‌یابد. یک راه‌حل متداول برای حل این مشکل استفاده از پنجرهٔ[10] زمانی است. با برطرف‌شدن مسائل الیاسینگ و نشت در فرایند تبدیل از حوزهٔ زمان به حوزهٔ فرکانس، شرایط مناسب برای پردازش داده‌ها و استخراج پارامترهای مورد نظر مهیا می‌گردد [۳].

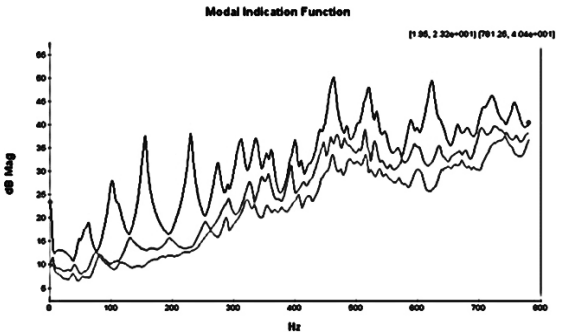
همان‌طور که پیشتر اشاره شد، در یک آزمون مودال بسته به نوع آزمون در حالت کلی دو نوع سیگنال توسط مبدل‌ها تولید می‌گردد که یکی از آنها به‌عنوان سیگنال ورودی از جنس نیرو و دیگری به‌عنوان سیگنال خروجی معمولاً از جنس شتاب است که در سیستم داده‌برداری می‌تواند به سیگنال سرعت یا جابه‌جایی نیز تبدیل شود.

برای تولید توابع پاسخ فرکانسی از این سیگنال‌ها می‌توان اندازهٔ پاسخ فرکانسی خروجی را در هر فرکانس بر اندازهٔ سیگنال ورودی در همان فرکانس تقسیم نمود. این توابع پاسخ فرکانسی حاوی مشخصه‌های دینامیکی سازه (خواص مودال) مورد نظر برای سازهٔ تحت آزمون هستند که در مرحلهٔ نهایی باید با استفاده از یک روش شناسایی خطی در حوزهٔ فرکانس استخراج گردند.

شکل ۱۳ نشان‌دهندهٔ نمونه‌ای از نمودار تابع پاسخ فرکانسی در آزمون با چکش است. در اینجا تابع پاسخ فرکانسی از داده‌های حاصل از مبدل نیرو و شتاب‌سنج حاصل شده است. بر روی نمودار اندازه برحسب فرکانس، قله‌های متمایزی مشاهده می‌شود که بیانگر فرکانس‌های طبیعی سیستم است. شایان ذکر است که نمودار فاز برحسب فرکانس نیز راهنمای خوبی برای تعیین فرکانس‌های طبیعی سیستم محسوب می‌شود؛ زیرا در هر فرکانس طبیعی تغییر فاز ۱۸۰ درجه‌ای رخ می‌دهد که در این شکل نیز به‌خوبی قابل مشاهده است. همچنین در شکل ۱۳ نمودار تابع شاخص مودال مربوط به آزمون مودال با چکش نمایش داده شده است.



شکل ۱۲. نمودار اندازه و فاز تابع پاسخ فرکانسی



شکل ۱۳. نمودار تابع شاخص مودال
مربوط به آزمون مودال با چکش

استخراج خواص مودال، آخرین مرحله از یک آزمون مودال محسوب می‌شود که طی آن با به‌کارگیری یک رویکرد انطباق منحنی[11] براساس نمودارهای توابع پاسخ فرکانسی، پارامترهای مورد نظر شناسایی می‌گردند. برای شناسایی دینامیک سازه به‌کمک داده‌های آزمون مودال روش‌های گوناگونی توسعه یافته‌است که برخی از آنها در حوزهٔ زمان و برخی دیگر در حوزهٔ فرکانس قابل اجرا هستند [۵-۶]. در این مقاله شناسایی براساس رویکرد انطباق منحنی به‌کمک روش چندجمله‌ای‌های متعامد کسری گویا[12] انجام می‌شود. روش چندجمله‌ای‌های متعامد کسری گویا یکی از معمول‌ترین و پراستفاده‌ترین روش‌های چند ورودی - چند خروجی[13] در حوزهٔ فرکانس است که توسط بسیاری از نرم‌افزارهای معمول آنالیز مودال به‌کار گرفته می‌شود [۶-۷].

۷. نتایج حاصل از شناسایی دینامیک سازه در روش آزمون با استفاده از چکش

براساس عملیات استخراج پارامترهای مودال یا شناسایی دینامیک سازه در حوزهٔ فرکانس به‌کمک آزمون با چکش ضربه، مشخصه‌های مودال سطح کنترل هواپیما شامل فرکانس‌های طبیعی و میرایی‌های مودال مطابق جدول ۱ به‌دست آمد.

جدول ۱. نتایج آزمون مودال ایلرون با استفاده از روش چکش

شمارهٔ مود	نوع شکل مود	فرکانس طبیعی تست (هرتز)	درصد میرایی مودال	فرکانس طبیعی عددی (هرتز)
۱	خمش اول	۵۸/۸۴	۱۲/۵۸	۷۷/۱۵
۲	پیچش اول	۱۰۲/۱۲	۳/۹۸	۱۲۶/۲۳
۳	خمش دوم	۱۵۵/۱۹	۰/۶۹	۲۱۹/۳۸
۴	خمش سوم	۲۳۰/۱۶	۰/۶۷	۳۰۰/۴۳

همچنین شکل‌های ۱۴ تا ۱۷ چهار شکل مود اصلی حاصل از آزمون چکش را نشان می‌دهند. نکته‌ای که باید در جدول ۱ به آن دقت شود این است که درصد میرایی مودال مربوط به مود اول بیش از سایر مودهاست. این امر می‌تواند به‌دلیل وجود اتصالات پرشمار در سازهٔ ایلرون باشد که در مود اول مشارکت بیشتری نشان می‌دهند.

۸. نتایج حاصل از شناسایی دینامیک سازه در روش آزمون با استفاده از لرزاننده

پس از اجرای آزمون مودال به‌کمک تحریک چکش و استخراج پارامترهای مودال، به‌منظور صحت‌سنجی هرچه بیشتر نتایج مربوطه، از رویکرد آزمون مودال توسط لرزانندهٔ الکترودینامیکی استفاده شده است. برای این منظور از یک لرزاننده با دامنهٔ نیرویی ۵۰۰ نیوتن بهره گرفته شد. پیکربندی سخت‌افزاری آزمون به‌کمک لرزاننده پیشتر در شکل ۴ نشان داده شد. این پیکربندی شامل یک رایانه حاوی نرم‌افزارهای تولید سیگنال، داده‌برداری و آنالیز مودال، یک آمپلی‌فایر توان برای تقویت سیگنال نیروی تحریک، لرزانندهٔ الکترودینامیکی، شتاب‌سنج‌ها و سامانهٔ داده‌برداری و پردازش سیگنال می‌باشد. همان‌گونه که در شکل ۴ دیده می‌شود، لرزاننده در نقطهٔ شمارهٔ ۳۴ به سازه، نیروی هارمونیک وارد می‌نماید و پاسخ توسط شتاب‌سنج‌ها با همان آرایش مورد استفاده در آزمون چکش اندازه‌گیری می‌شود. برای استخراج خواص مودال سازهٔ سطح کنترل هواپیما در آزمون مودال توسط لرزانندهٔ الکترودینامیکی، روالی کاملاً مشابه با آنچه در آزمون با چکش ضربه انجام شد به مرحلهٔ اجرا درمی‌آید. بر این اساس فرکانس‌های طبیعی، شکل مودها و میرایی‌های مودال به‌دست می‌آیند که نتایج حاصل برای فرکانس‌ها و میرایی‌های چهار مود اول در جدول ۲ ارائه شده است. شکل مودها نیز کاملاً مشابه شکل‌های ۱۴ تا ۱۷ حاصل شده‌اند.

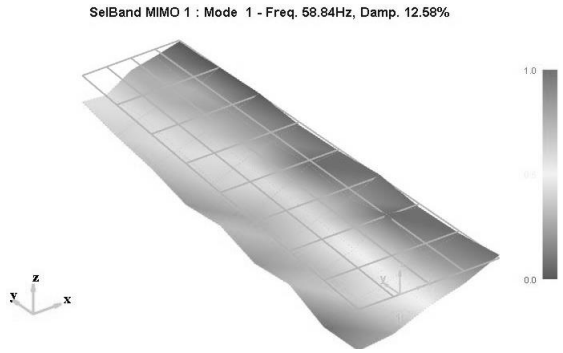
جدول ۲. نتایج آزمون مودال ایلرون
با استفاده از روش لرزانندهٔ الکترودینامیکی

شمارهٔ مود	نوع شکل مود	فرکانس طبیعی تست (هرتز)	درصد میرایی مودال	نتایج حاصل از آزمون چکش
۱	خمش اول	۶۳/۵۷	۴/۴۰	۵۸/۸۴
۲	پیچش اول	۱۰۲/۵۰	۲/۵۳	۱۰۲/۱۲
۳	خمش دوم	۱۵۵/۷۶	۰/۷۴	۱۵۵/۱۹
۴	خمش سوم	۲۲۹/۸۰	۰/۴۷	۲۳۰/۱۶

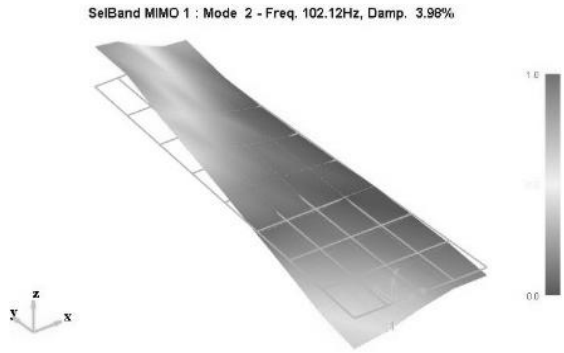
۹. جمع‌بندی

در این مقاله، آزمون مودال ایلرون یک هواپیمای جت آموزشی با استفاده از دو رویکرد تحریک متفاوت شامل آزمون با چکش ضربه و آزمون با لرزانندهٔ الکترودینامیکی انجام شد. هدف اصلی از انجام این آزمون‌ها، اعتبارسنجی مدل دینامیکی سازهٔ ایلرون است که در روند دریافت گواهینامهٔ فلاتر لازم‌الاجراست. نتایج حاصل از این دو

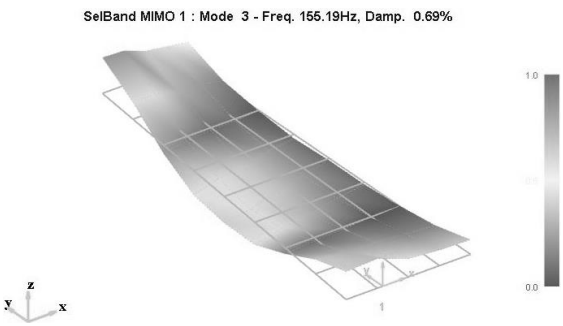
رویکرد تطابق بسیار خوبی با یکدیگر نشان می‌دهند که نشان‌دهندهٔ صحت نتایج می‌باشد. مقایسهٔ نتایج آزمون مودال با نتایج حاصل از آنالیز مودال عددی مبین تفاوت در مقادیر فرکانس‌های طبیعی است در حالی‌که شکل‌مودها تشابه قابل قبولی با یکدیگر دارند. تفاوت‌ها بیانگر این است که مدل اجزای محدود نیازمند اصلاح و به‌روزرسانی است.



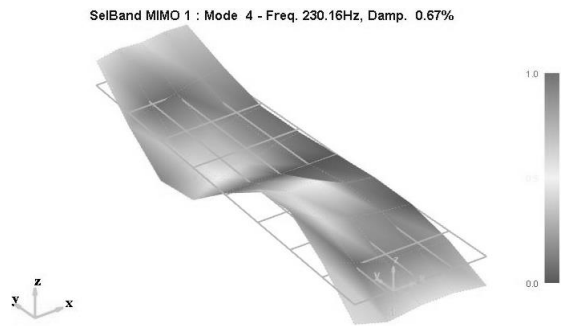
شکل ۱۴. نمودار شکل مود اول حاصل از آزمون مودال با چکش



شکل ۱۵. نمودار شکل مود دوم حاصل از آزمون مودال با چکش



شکل ۱۶. نمودار شکل مود سوم حاصل از آزمون مودال با چکش



شکل ۱۷. نمودار شکل مود چهارم حاصل از آزمون مودال با چکش

۱۰. مآخذ

[1] Goge D., et al., Ground Vibration Testing of Large Aircraft- State- of- the- Art and Future Perspective.

[2] Peeters B., Hendricx W., Debille J., Climent H., "Modern Solutions for Ground Vibration Tests of large Aircraft." *Journal ofSound and Vibration*, January 2009.

[3] Brillhart R., Napolitano K., Morgan L., LeBlanc R., "Advanced GVT Testing of the Gulfstream G650." *Journal ofSound and Vibration*, August 2011.

[4] Pickrel C.R., Foss G.C., Phillips A., Allemang R.J., Brown D. L., "New Concepts in Aircraft Ground Vibration Testing." *Journal ofSound and Vibration*, October 2006.

[5] Ewins D.J., *Modal Testing: Theory and Practice*, Research Studies Press, Baldock, UK, 1986, pp. 249- 254.

[6] Maia N.M.M., Silva J.M.M., *Theoretical and Experimental Modal Analysis*, John Wiley & Sons INC. 1997.

[7] Richardson, M.H., Formenti, D.L., “Parameter Estimation from Frequency Response Measurements Using Rational Fraction Polynomials”, Proceedings of the 1st International Modal Analysis Conference (IMACI), Orlando, Florida, U. S. A., 1982, pp. 167-181.

پی‌نوشت

1. GVT
2. Lug
3. 2024 T3
4. Rib
5. Spar
6. ANSYS Workbench
7. solid186
8. Aliasing
9. Leakage
10. Window
11. Curve fitting
12. Rational Fraction Orthogonal Polynomials
13. MIMO