

به هنگام نمودن اتصال سطوح کنترلی در نمونه‌ی آزمایشگاهی سازه‌ی هوافضایی با استفاده از آزمون مودال

مهرداد متوسل‌الحق^۱، وحید اسلامی‌نژاد^۲، مهدی رضانی^۳، روح‌الله طالبی توتی^۴*

^۱ ایران، تهران، نارمک، دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی مکانیک، ۱۶۸۴۹-۳۳۵۱۱، دانشجوی دکتری

^۲ ایران، تهران، نارمک، دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی مکانیک، ۱۶۸۴۹-۳۳۵۱۱، استاد

^۳ ایران، تهران، نارمک، دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی مکانیک، ۱۶۸۴۹-۳۳۵۱۱، کارشناسی

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: rtalebi@iust.ac.ir

چکیده

در این پژوهش در ابتدا شبیه‌سازی المان محدود اتصالات سطوح کنترلی در سازه‌ی مقطع بال هواپیما صورت گرفته‌است. روش شبیه‌سازی سطوح کنترلی شامل شبیه‌سازی به کمک لایه رابط مورد بررسی قرار گرفته‌است. هدف از این بررسی، ارزیابی دقیق‌تر رفتار ارتعاشی سازه است. برای ارزیابی و به‌روزرسانی مدل المان محدود، از آزمایش مودال با شرایط مرزی آزاد-آزاد در مراجع معتبر استفاده شده‌است. سپس نتایج شبیه‌سازی و آزمایشگاهی مورد مقایسه قرار گرفته و با استفاده از نرم‌افزار آی‌سایت به‌روزرسانی شده‌اند تا خواص فیزیکی مدل المان محدود با تقریب مناسبی استخراج گردد. سپس خواص اتصالی هر دو سطوح کنترلی به مقطع بال با در نظر گرفتن مدول الاستیسیته و ضریب پواسون مجزا برای هر دو سطوح کنترلی، با استفاده از لایه‌ی مجازی و به‌روزرسانی مدل با نتایج تست تجربی استخراج می‌گردد. نتایج نشان می‌دهد که پس از به‌روزرسانی مدل المان محدود، تقریب لایه رابط برای اتصال سطوح کنترلی از دقت خوبی برخوردار است. همچنین، ارتعاشات سطوح کنترلی مجزا از مقطع بال، اثر کاملاً مستقیم بر روی تمامی فرکانس‌های طبیعی سازه دارد و می‌توان اتصال سطوح کنترلی را با در نظر گرفتن یک فنر خطی طولی (یا پیچشی) به مقطع بال در نظر گرفت.

کلمات کلیدی: مقطع بال هواپیما؛ اتصال سطوح کنترلی؛ لایه‌ی رابط؛ به‌روزرسانی مدل.

۱- مقدمه

در تحلیل مودال ایرفویل‌های بال، اولین گام، ایجاد مدل المان محدود از ساختار بال است که شامل تقسیم بال به عناصر کوچک و تعیین خواص مواد و شرایط مرزی است. سپس از مدل المان محدود برای حل مسئله مقدار ویژه استفاده می‌شود که شامل یافتن فرکانس‌های طبیعی و شکل‌های حالت ساختار بال است. فرکانس‌های طبیعی نشان‌دهنده‌ی فرکانس‌هایی هستند که ساختار بال

بدون هیچ‌گونه تحریک خارجی ارتعاش می‌کند، در حالی که شکل مودها، شکل ساختار بال را در طول ارتعاش نشان می‌دهند. نسبت‌های میرایی نشان‌دهنده‌ی مقدار انرژی تلف‌شده در طول ارتعاش هستند و برای پیش‌بینی پاسخ بال به بارهای آیرودینامیکی مهم هستند.

مدل‌های اجزاءمحدود از یک روش عددی برای ارائه راه‌حل تقریبی برای مسائل پیچیده مهندسی استفاده می‌کنند [۱ و ۲]. روش اجزاءمحدود به‌عنوان یک روش قدرتمند برای محاسبه جابه‌جایی‌ها، تنش‌ها و کرنش‌ها در سازه‌های تحت مجموعه‌ای از بارها، شناخته شده‌است. با این حال راه‌حل‌های دقیق به‌دست‌آمده توسط یک مدل اجزاءمحدود تنها برای چند مورد مدل ساده امکان‌پذیر است. در سیستم‌های پیچیده نتایج اجزاءمحدود با نتایج حاصل از آزمایش متفاوت است [۳]. امروزه مدل‌های اجزاءمحدود به‌صورت گسترده برای پیش‌بینی رفتار دینامیکی سازه‌ها در شرایط بارگذاری مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند؛ اما نتایج حاصل از تحلیل‌های اجزاءمحدود به شدت وابسته به دقت مدل است و به علت خطاهای موجود در مدل‌های اولیه، نتایج حاصل از مدل اجزاءمحدود اولیه یک سازه از دقت لازم برخوردار نیست. بنابراین به منظور رسیدن به نتایج دقیق‌تری از مدل لازم است مدل اجزاءمحدود تصحیح شود. برای این منظور از نتایج حاصل از آزمایش مودال استفاده می‌شود که می‌توان به پژوهش‌های [۴ و ۵] اشاره نمود که در آن‌ها، خواص لایه‌های فرضی در محل اتصال و مدل ناحیه‌ی اتصال با استفاده از مدل المان محدود و آزمایش تجربی مودال تعیین شده‌است. بدین صورت که با تغییر پارامترهای مدل اجزاءمحدود سعی می‌شود نتایج حاصل از مدل اجزاءمحدود به نتایج حاصل از آزمایش نزدیک شود.

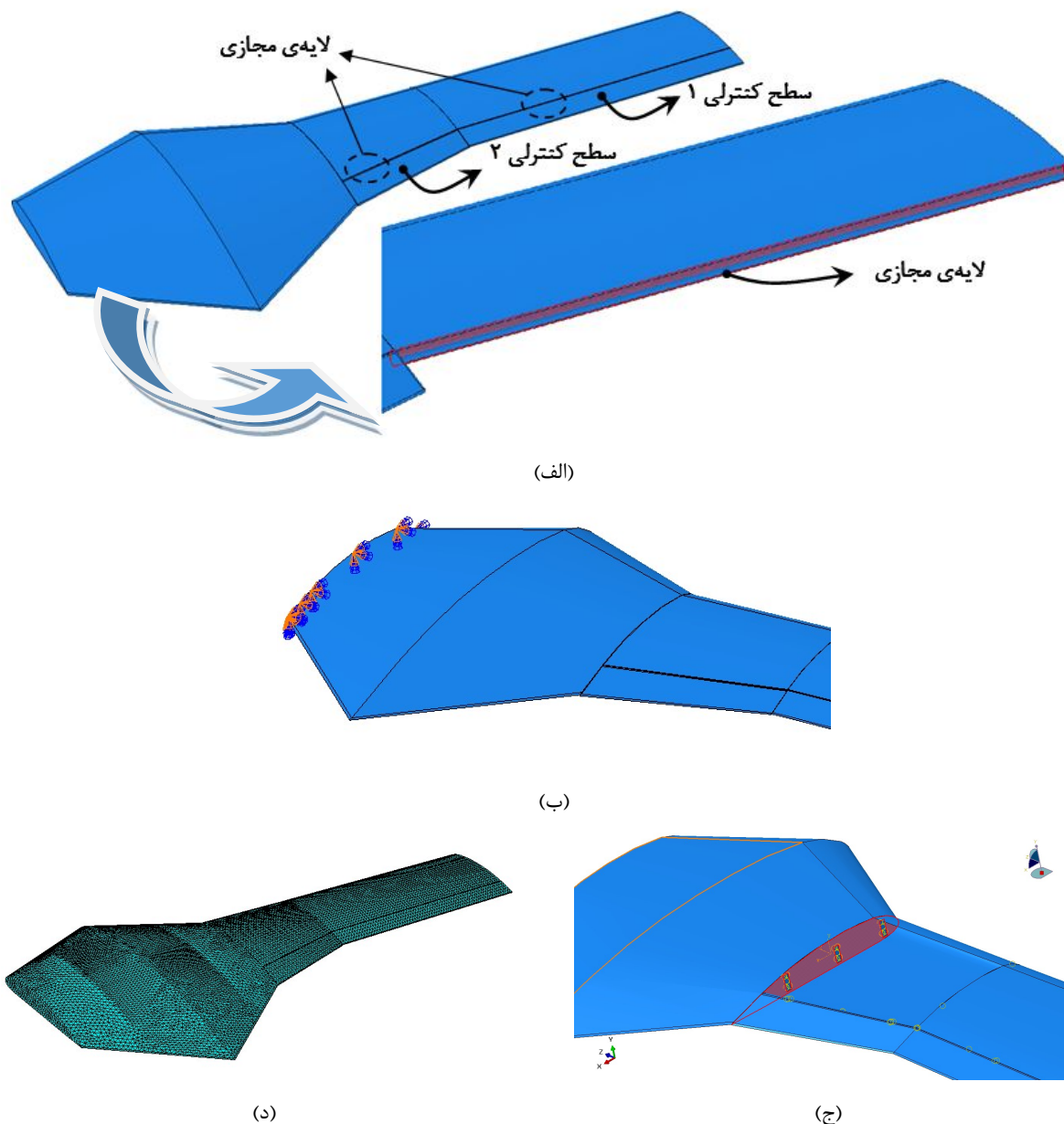
۱-۱. تاریخچه

محققین مختلفی در حوزه‌ی مدل‌سازی اتصالات با استفاده از لایه رابط، لایه واسط و لایه‌ی مجازی و بررسی مشخصات فیزیکی اتصالات بر رفتار ارتعاشی سازه فعالیت داشته‌اند که می‌توان به پژوهش‌های [۶ و ۷] اشاره نمود که در آن‌ها تغییر گشتاور پیچشی معادل سفت‌کردن پیچ بر فرکانس‌های طبیعی سازه‌ی ورق لب‌به‌لب و فلنج نبشی مورد بررسی قرار گرفت. همچنین، ابوزر پیردیر و همکاران به ارائه مدل غیرخطی اتصالات در سازه‌ای با شش اتصال پرداختند و یک مدل دو درجه آزادی با فنر غیرخطی از درجه سه ارائه کردند [۸]. احمدیان و جلالی [۹] با استفاده از ماتریس‌های سفتی و ضرایب میرایی مدل اتصال عمومی‌تری را برای شناسایی مقادیر بهینه پارامترهای سفتی و میرایی یک اتصال خطی با استفاده از پارامترهای اندازه‌گیری شده مودال ارائه کرده‌اند. گانت و همکاران [۱۰] از فنرهای ساده برای شبیه‌سازی سطوح اتصال در مراحل اولیه‌ی طراحی استفاده کرده‌اند. پارک و همکاران [۱۱] با استفاده از الگوریتم ژنتیک به ارائه روش به‌روزرسانی مدل به منظور مطالعه رفتار مکانیکی سازه با استفاده از روش المان محدود پرداختند.

نمونه آزمون‌های تجربی بر روی مدل آزمایشگاهی مقطع بال جهت شبیه‌سازی رفتار ارتعاشی آن‌ها انجام شده‌است که در پژوهش‌های [۱۲-۱۶] مشاهده می‌شود. همچنین تحقیقات متعددی بر روی مقطع بال در ابعاد واقعی انجام شده‌است [۱۷-۲۰]. تمامی این تحقیقات در راستای به‌دست‌آوردن مدل ساده‌شده‌ی ارتعاشی مقطع بال هواپیما برای بررسی رفتار ارتعاشی آن انجام شده‌است.

۲- مدل اجزاءمحدود

در این پژوهش سازه‌ی مقطع بال و سطوح کنترلی با استفاده از لایه‌ای به ضخامت کم به یکدیگر متصل شده‌اند و در شکل (۱) نشان داده شده‌است. بال دارای دو سطح کنترلی است که برای هر کدام یک لایه‌ی مجازی با مدول الاستیسیته و ضریب پواسون مجزا در نظر گرفته شده‌است. انتخاب چهار پارامتر مجهول دقت عملکردی مدل اجزاء محدود در به‌روزرسانی مدل نهایی را بالاتر می‌برد. در نظر گرفتن جرم کابین برای کاهش خطای ناشی از عدم لحاظ اجزای جانبی دیگر مقطع بال در مدل اجزاء محدود نسبت به مدل آزمایشگاهی در مرجع [۲۰] است. همچنین به علت عدم اطلاع دقیق از ابعاد هندسی مقطع بال در مرجع [۲۰]، اضافه نمودن جرم قسمتی از کابین به میزان ۲۵ درصد جرم مقطع نیمه بال برای کاهش خطای اثر جرم سازه نیز لحاظ می‌گردد. شرط مرزی در نظر گرفته شده برای این سازه در انتهای کابین به‌صورت گیردار و در انتهای بال به‌صورت آزاد است.



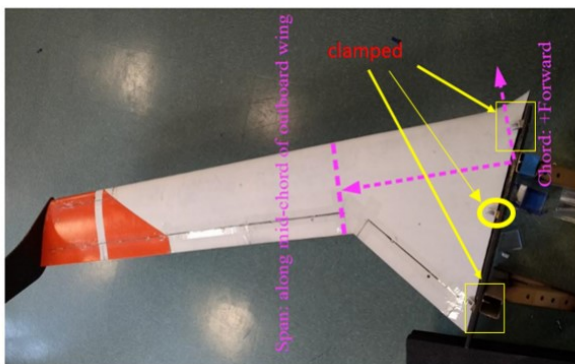
شکل ۱. شماتیک سازه‌ی هوافضایی: الف) نمای سه‌بعدی مقطع بال به همراه کابین، ب) شرط مرزی گیردار در انتهای کابین، ج) نحوه اتصال بخش‌های داخلی سازه (اتصال جوش) و د) مدل مش‌زده شده در محیط نرم‌افزار آباکوس

برای مدل‌سازی اتصالات سطوح کنترلی در سازه‌ها روش‌های مختلفی وجود دارد که پس از بررسی روش‌های مدل‌سازی مستقیم اتصال، استفاده از فنر و دمپر، المان لایه واسط و لایه‌ی رابط، در این پژوهش اتصال لایه‌ی رابط (لایه مجازی) مورد استفاده قرار گرفت. منظور از لایه‌ی مجازی، لایه‌ای با چگالی خیلی کم ولی با مدول الاستیسیته و ضریب پواسون مشخص مابین سطح کنترلی و دیواره‌ی مقطع بال است که از هر دو وجه خود به مقطع بال و سطح کنترلی جوش داده شده است (شکل ۱-الف). برای ناحیه‌ی لایه رابط دو خاصیت نامعلوم مدول الاستیسیته و ضریب پواسون وجود دارد که با توجه به نتایج آزمایشگاهی به صورت متغیرهای بهینه تعریف شده و به دست می‌آید؛ بنابراین، هدف اصلی از این پژوهش، به‌روزرسانی مدل اجزاء محدود از مقطع بال با دو سطوح کنترلی و استخراج خواص لایه‌های رابط معادل اتصال سطوح کنترلی به مقطع بال با در نظر گرفتن نتایج تست مودال از مراجع معتبر است تا مدل اجزاء محدود مناسب‌تری برای بررسی رفتار سازه در حوزه‌ی فرکانس برای استخراج فرکانس‌های طبیعی سازه و تحلیل رفتار

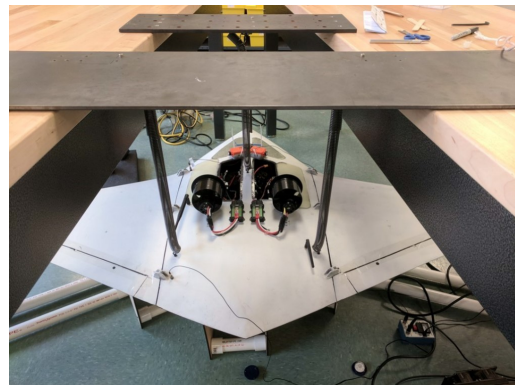
دینامیکی آن تحت شرایط ارتعاشی مختلف است. همچنین روشی جایگزین برای مدل‌سازی ناحیه اتصال مورد بررسی قرار گرفته‌است تا بتوان به‌طور دقیق‌تر خواص ناحیه‌ی اتصال و ویژگی‌های دینامیکی سازه را مورد بررسی قرار داد. در المان‌بندی لایه‌های مجازی از المان هشت‌وجهی با طول المان برابر ۳ میلی‌متر استفاده شده‌است.

۳- آزمایش تجربی مودال

مطابق با شکل (۲)، سازه‌ی کامل مورد آزمایش توسط یک لرزاننده به‌صورت آزاد-آزاد و به‌وسیله‌ی استینگر فولادی که در خط تقارن عرضی سازه قرار گرفته‌است تحریک می‌شود. یک نیروسنج پیزوالکتریک بین سازه و استینگر جهت اندازه‌گیری نیروی تحریک قرار گرفته‌است. پاسخ سازه با سه شتاب‌سنج اندازه‌گیری می‌شود. نتایج پاسخ فرکانسی سازه در حالت کامل در شکل (۳) نشان داده شده‌است [۲۰]. دلیل استفاده از سه حسگر شتاب‌سنج، استخراج مدهای حرکتی است. در حالت مدل نیمه مقطع بال شرط مرزی در نظر گرفته شده مطابق با شکل (۲-ب) به‌صورت گیردار-آزاد است. پاسخ فرکانسی مدل نیمه‌ی بال در مرجع [۲۰] ارائه نشده‌است.

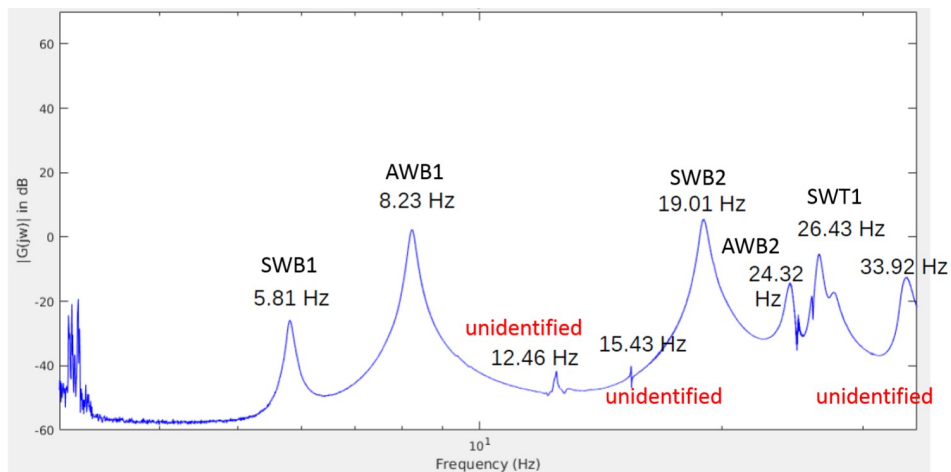


(ب)



(الف)

شکل ۲. تجهیزات و چیدمان آزمایش مودال [۲۰]: در (الف) مدل کامل هواپیما، (ب) مدل مقطع بال (نیمه‌ی مدل کامل)

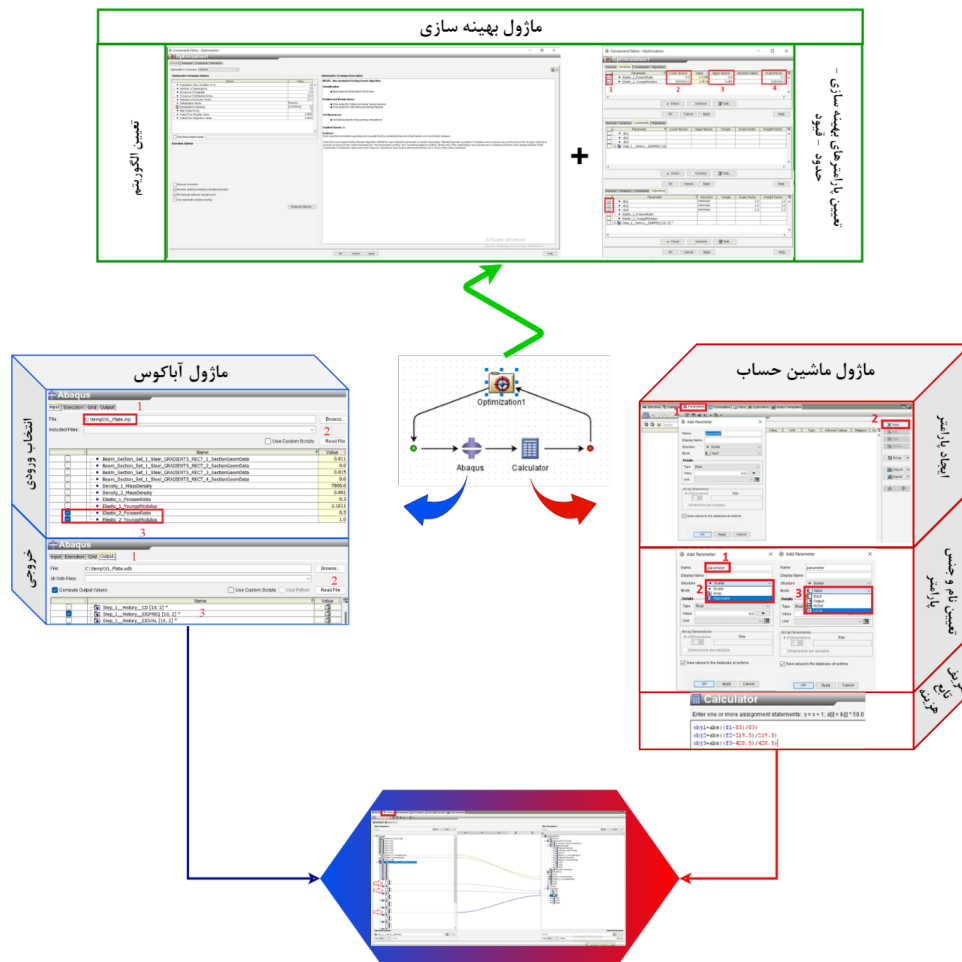


شکل ۳. پاسخ فرکانسی به‌دست آمده از آزمایش تجربی مودال بر روی مدل کامل هواپیما [۲۰]

۴- به‌روزرسانی مدل

۱-۴ الگوریتم بهینه‌سازی

شناسایی پارامترها با کمینه‌کردن اختلاف بین نتایج تجربی و عددی انجام می‌شود. معمول‌ترین روش استفاده از کمینه‌کردن مجموع مربعات اختلاف نتایج تجربی و عددی است. در بهینه‌سازی، الگوریتم ازدحام ذرات دو هدفه با تعداد ۲۴ ذره، اینرسی ۰.۹، حداکثر سرعت ۰.۱ و با تکرار ۱۵۰ مرتبه اجرا شده‌است. توابع هزینه‌ی انتخاب شده شامل اختلاف خطای مربعات فرکانس طبیعی اول تا سوم سازه (شامل دو فرکانس طبیعی خمشی و یک فرکانس طبیعی پیچشی) از نتایج تجربی و عددی است. برای به‌روزرسانی مدل از نرم‌افزار آی‌سایت^۱ به علت سادگی اتصال به نرم‌افزار آباکوس و استفاده از الگوریتم‌های مختلف برای انجام بهینه‌سازی استفاده شده که روند اجرای به‌روزرسانی در شکل (۴) نشان داده شده‌است.



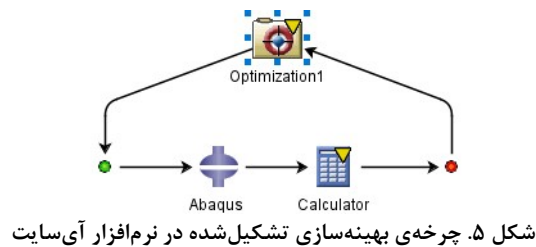
شکل ۴. چرخه‌ی کامل اجرای به‌روزرسانی مدل در نرم‌افزار آی‌سایت

با توجه به بخش قبل، فرکانس‌های طبیعی سازه به‌صورت دقیق از تست مودال (GVT) [۲۰] استخراج شده‌اند و از مقادیر آن‌ها برای بهینه‌سازی تابع هدف مطابق با رابطه‌ی (۱) استفاده شده‌است:

^۱ isight

$$F = \min \left| \frac{\omega_i^n}{\omega_i^e} \right| - 1 \quad i = 1, 2, 3 \quad (1)$$

در رابطه فوق ω_i^n و ω_i^e به ترتیب فرکانس‌های طبیعی اندازه‌گیری شده توسط آزمایش و تعیین شده توسط مدل عددی هستند. با کمینه‌شدن تابع F مدل اجزاء محدود به‌روزرسانی می‌شود. برای به‌روزرسانی مدل از دو فرکانس طبیعی خمشی اول و یک فرکانس طبیعی پیچشی اول سازه استفاده شده و از بقیه فرکانس‌های خمشی جهت بررسی صحت و دقت مدل به‌روزرشده استفاده می‌شود. بادر نظر گرفتن شکل (۴)، حلقه‌ی بهینه‌سازی در نرم‌افزار آی‌سایت در شکل (۵) قابل مشاهده است.



۵- تحلیل نتایج

۵-۱ خواص به‌روزرشده سازه

نتایج برای پنج فرکانس طبیعی خمشی و یک فرکانس طبیعی پیچشی ابتدایی در جدول (۱) ارائه شده‌است. پارامترهای خواص فیزیکی سازه مطابق با مرجع اصلی در نظر گرفته شده‌است. جرم قسمتی از کابین که به سازه اضافه شده‌است معادل ۲۵ درصد کل جرم مقطع نیمه بال معادل ۵.۲۷ پوند-نیرو است. برای لایه‌های مجازی جرم بسیار کم و ضریب الاستیسیته و پوآسون متفاوتی در نظر گرفته شده‌است. هر لایه‌ی مجازی به سطح تماسی از بال اصلی جوش داده شده و متقابلاً در وجه دیگر آن به سطح تماسی از سطوح کنترلی مرتبط با خود جوش داده شده‌است. مقادیر اولیه‌ی ضریب الاستیسیته و پوآسون برای سطوح کنترلی بخش اول و دوم بال اصلی به ترتیب ۲۰۰۰ مگاپاسکال، ۰.۳۳ و ۱۵۰۰ مگاپاسکال و ۰.۳۳ در نظر گرفته شده‌است.

با توجه به تفاوت‌های مدل ارائه‌شده در این پژوهش با مرجع اصلی، شامل طرح ساندویچی و کامپوزیتی پوسته‌های شبکه‌بندی داخلی بال، محل اتصال بال اصلی به کابین، طرح کابین، نحوه‌ی اتصال باله‌های کنترلی به بال اصلی و غیره، فرکانس‌های طبیعی به‌دست‌آمده مطابق با جدول (۱) دارای خطای زیادی هستند. در ابتدا در مدل شبیه‌سازی شده در این پژوهش سعی بر آن بود تا جرم کابین به بال اضافه شود تا جبران تفاوت‌های بیان شده با مدل مرجع اصلی باشد، علاوه بر آن یک به‌روزرسانی بر روی پارامترهای مربوط به خواص مکانیکی سازه‌ی مدل شده انجام شد تا قدری از خطاهای مقادیر کاسته شود که نتایج در جدول (۲) ارائه شده‌است. دلیل انجام این کار، بالا بردن دقت محاسبات بهینه‌سازی در روند به‌روزرسانی مدل و کاهش زمان محاسبات برای رسیدن به خواص مناسب معادل اتصال سطوح کنترلی به بال اصلی است.

جدول ۱. مقادیر پنج فرکانس طبیعی خمشی ابتدایی و فرکانس طبیعی پیچشی اول از حل المان محدود

فرکانس طبیعی	مقدار (هرتز)		خطا (درصد)
	المان محدود	تست تجربی [۲۰]	
اول خمشی	۲.۳۶۲۸	۳.۲۳	۲۶.۹۳
دوم خمشی	۱۶.۵۹۹	۱۸.۴۴	۹.۹۸
اول پیچشی	۳۰.۶۲۹	۳۲.۷۶	۶.۵
سوم خمشی	۵۱.۳۳	-	-
چهارم خمشی	۸۱.۲۶	-	-
پنجم خمشی	۱۱۲.۲	-	-

جدول ۲. مقادیر دو فرکانس طبیعی خمشی اول و پیچشی اول از حل المان محدود پس از به‌روزرسانی مدل

فرکانس طبیعی	مقدار (هرتز)		خطا (درصد)
	المان محدود	تست تجربی [۲۰]	
اول خمشی	۲.۹۸	۳.۲۳	۷.۷۳
دوم خمشی	۱۷.۳۴۲	۱۸.۴۴	۵.۹۵
اول پیچشی	۳۲.۳۶۷	۳۲.۷۶	۱.۲
سوم خمشی	۵۴.۶۲	-	-
چهارم خمشی	۸۸.۲۵	-	-
پنجم خمشی	۱۲۱.۲	-	-

۲-۵ مدل نهایی با لایه رابط

با نتایج به‌روزرسانی شده‌ی ابتدایی، برای به‌دست آوردن خواص لایه‌های مجازی در محل اتصال سطوح کنترلی به بال اصلی، به‌روزرسانی با در نظر گرفتن دو فرکانس اول خمشی و یک فرکانس اول پیچشی برای پارامترهای مجهول E_1, v_1, E_2, v_2 به‌ترتیب بیانگر مدول الاستیسیته و ضریب پواسون لایه‌مجازی اول و دوم انجام می‌شود. به‌دلیل در نظر گرفتن ابعاد سازه در مدل‌سازی بر حسب میلی‌متر، واحد مدول الاستیسیته و چگالی در محیط نرم‌افزار آباکوس به‌ترتیب مگاپاسکال و تن بر میلی‌متر مکعب است. با این اوصاف حدود بالا و پایین متغیرها در محیط نرم‌افزار آی‌سایت به‌ترتیب برای مدول الاستیسیته و ضریب پواسون هر دو لایه‌ی مجازی ۱۰۰۰-۳۰۰۰ مگاپاسکال و ۰.۵-۰.۱ در نظر گرفته می‌شود.

نتایج برای چهار پارامتر بهینه‌سازی انتخاب‌شده پس از به‌روزرسانی در نرم‌افزار آی‌سایت در جدول (۳) ارائه شده‌است. همانطور که ملاحظه می‌شود خطای نهایی محاسبات مناسب است. با استفاده از تقریب مناسب خطی یا غیرخطی در ارتباط بین مدول الاستیسیته و سفتی فنریت معادل در محل اتصال سطوح کنترلی می‌توان مقادیر سفتی را استخراج نمود. همین عمل را نیز می‌توان برای استخراج ضرایب میرایی معادل محل اتصال سطوح کنترلی با در نظر گرفتن پاسخ دینامیکی و استخراج توابع فرکانسی از حل المان محدود مسئله به‌دست آورد که این پارامتر در این پژوهش لحاظ نشده‌است. برای نمونه اگر فنریت معادل به‌صورت خطی در نظر گرفته شود، از نظر تحلیل دینامیکی، سختی و میرایی معادل لایه از خواص مدول الاستیسیته و ضریب پواسون استخراج می‌شوند:

- سختی محوری معادل (قائم یا چرخشی)

$$\frac{EI}{A} = K_c(E) \quad (2)$$

- میرایی معادل (مبتنی بر اتلاف ویسکوالاستیک یا رابطه با ضریب پواسون):

در این جا می‌توان یک مدل تقریبی برای میرایی تعریف کرد (فرض می‌شود میرایی تابعی از مدول الاستیسیته و ضریب پواسون است):

$$f_v \cdot \frac{EI}{A} \cdot \alpha = C_c(E, \nu) \quad (3)$$

یا به صورت ساده‌تر می‌توان نوشت:

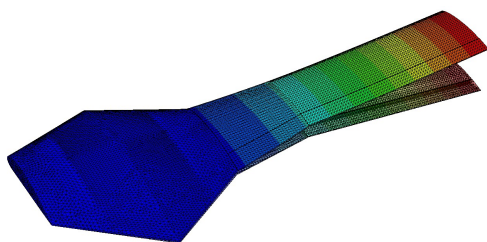
$$\frac{EI}{A} \cdot \eta = C_c \quad (4)$$

که در آن η پارامتر میرایی نسبت به سختی (وابسته به ضریب پواسون و اتلاف انرژی) است. در این پژوهش اتصال سطوح کنترلی به مقطع بال با لایه‌ی مجازی صورت گرفته‌است و در انتها با توجه به مقادیر مدول الاستیسیته‌ی حاصل شده از به‌روزرسانی لایه‌ی مجازی، معادل فنر خطی طولی برای این سطوح استخراج می‌گردد که ساده‌ترین مدل خواهد بود.

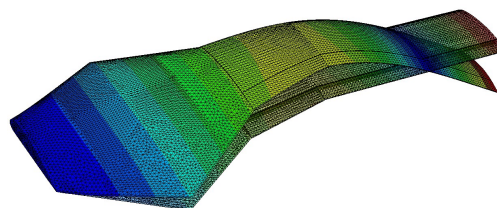
جدول ۳. خواص لایه‌های مجازی پس از به‌روزرسانی و میزان خطای فرکانس‌های طبیعی

پارامتر	مقدار		خطا (درصد)
	المان محدود	تست تجربی [۲۰]	
فرکانس طبیعی اول خمشی (هرتز)	۳.۱۱۶	۳.۲۳	۳.۵۲
فرکانس طبیعی دوم خمشی (هرتز)	۱۸.۳۴	۱۸.۴۴	۰.۷۵۹
فرکانس طبیعی اول پیچشی (هرتز)	۳۲.۶۸	۳۲.۷۶	۰.۲۴۴
مدول الاستیسیته‌ی لایه‌ی مجازی اول (مگاپاسکال)	۲۳۴۴	-	-
ضریب پواسون لایه‌ی مجازی اول	۰.۴۲۳	-	-
مدول الاستیسیته‌ی لایه‌ی مجازی دوم (مگاپاسکال)	۱۸۳۴	-	-
ضریب پواسون لایه‌ی مجازی دوم	۰.۲۳	-	-

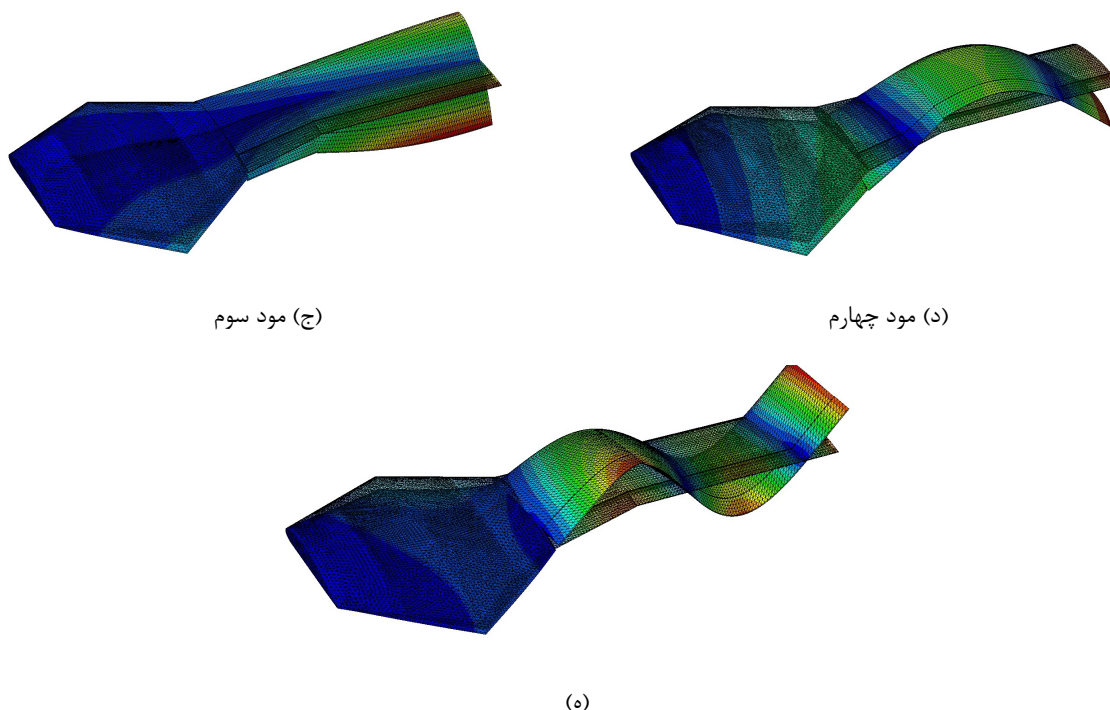
چهار مود حرکتی خمشی و یک مود پیچشی سازه‌ی مقطع بال با اتصالات سطوح کنترلی با خواص به‌روزرشده در شکل (۶) نشان داده شده‌است.



(الف) مود اول



(ب) مود دوم



شکل ۶. پنج مود حرکتی اول سازی مقطع بال همراه کابین با اتصالات سطوح کنترلی (چهار مود خمشی و یک مود پیچشی)

۶- نتیجه‌گیری

با توجه به مشکلات و هزینه‌ی بالای ساخت، مونتاژ و تست‌های آزمایشگاهی متعدد برای مقاطع بال و سطوح کنترلی آن جهت استخراج پارامترهای مختلف ارتعاشی-دینامیکی، ارائه‌ی مدلی مناسب در محیط نرم‌افزارهای المان محدود و ترکیب روش‌های بهینه‌سازی برای به‌روزرسانی مدل برای استخراج خواصی که از آن‌ها اطلاعی وجود ندارد و یا نیاز به دانستن آن‌ها ضرورت دارد، می‌تواند برای محققان و پژوهش‌گران صنعتی مفید واقع شود. از این رو در این پژوهش مدلی به‌روزرسانی‌شده از مقطع بال و سطوح کنترلی متصل به آن ارائه شد تا با محاسبات با حجم مناسب، بتوان هر پارامتری که موردنظر است استخراج نمود یا تقریب زد. در این پژوهش نشان داده شد که با استفاده از محیط نرم‌افزار آی‌سایت که با نرم‌افزارهای تحلیلی به خوبی ارتباط برقرار می‌کند، می‌توان خواص معادل اتصال سطوح کنترلی را در حوزه‌ی ارتعاشات آزاد و اجباری استخراج نمود. همچنین، می‌توان مدلی ساده‌شده از مدل‌های واقعی را با روش به‌روزرسانی خواص فیزیکی و یا حتی پارامترهای هندسی سازه به‌دست آورد که بتواند تقریبی خوبی از آن باشد. همچنین در نظر گرفتن اتصال سطوح کنترلی با استفاده از لایه‌های مجازی، فرکانس‌های طبیعی مدل را به مقادیر تست تجربی نزدیک‌تر کرد که اهمیت در نظر گرفتن این سطوح در تحلیل حوزه‌ی فرکانس سازه را نشان می‌دهد.

مراجع

1. Oñate, Eugenio. "Structural analysis with the finite element method", *Springer Science & Business Media*, Linear statics: 2: beams, plates and shells, (2013).
2. Rao, Singiresu S. "The finite element method in engineering", *Butterworth-Heinemann*, (2017).
3. Friswell, Michael, and John E. Mottershead. "Finite element model updating in structural dynamics", *Springer Science & Business Media*, 38, (1995).

۴. عینی، شایان و متوسل‌الحق، مهرداد و طالبی توتی، روح‌الله، "شناسایی تجربی پارامترهای ناحیه‌ی تحت تأثیر اتصال میراگر زیر سکو"، دوازدهمین کنفرانس بین‌المللی آکوستیک و ارتعاشات، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ۱۴۰۱.

۵. عینی، شایان و متوسل‌الحق، مهرداد و طالبی توتی، روح‌الله، "مدل‌سازی و به‌روزرسانی مدل نقطه جوش در اتصالات سازه‌ی بدنه خودرو"، نهمین کنگره‌ی انجمن علوم صوتی ایران، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ۱۴۰۲.
۶. مذهب، حسین و متوسل‌الحق، مهرداد و طالبی توتی، روح‌الله، "بررسی و تحلیل اثر شل‌شدگی اتصالات غیر دائمی پیچی در سازه‌ی ورق بر روی ویژگی‌های ارتعاشی"، سیزدهمین کنفرانس بین‌المللی آکوستیک و ارتعاشات، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ۱۴۰۲.
۷. متوسل‌الحق، مهرداد و انصاریان، رضا و رضایی، علی و طالبی توتی، روح‌الله، "بررسی اثر شل‌شدگی اتصالات غیر دائمی پیچی در سازه‌ی فلنج نبشی بر روی ویژگی‌های ارتعاشی آن"، چهاردهمین کنفرانس بین‌المللی آکوستیک و ارتعاشات، دانشگاه خوارزمی، کرج، ۱۴۰۳.
۸. پیردیر، ابودر و محمدی، مهرداد و کاظم‌زاده پارسى، محمد جواد و رجبی، مجید، "مطالعه تحلیلی تأثیر شل‌شدگی بر رفتار ارتعاشات غیرخطی اتصالات پیچ و مهره‌ای"، نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۳ شماره ۱۲، سال ۱۴۰۰.
9. H. Ahmadian, H. Jalali, "Identification of bolted lap joints parameters in assembled structures", *Mechanical Systems and Signal Processing*, 21(2), 1041-1050, (2007).
10. F. Gant, P. Rouch, F. Louf, L. Champany, "Definition and updating of simplified models of joint stiffness", *International Journal of Solids and Structures*, 48(5), 775-784, (2011).
11. G. Park, K.-N. Hong, H. Yoon, "Vision-based structural FE model updating using genetic algorithm", *Applied Sciences*, 11(4), 16-32, (2021).
12. P. Hémon, E. De Langre, P. Schmid, "Experimental evidence of transient growth of energy before airfoil flutter", *Journal of fluids and structures*, 22(3), pp.391-400, (2006).
13. N. A. Razak, T. Andrianne, G. Dimitriadis, "Flutter and stall flutter of a rectangular wing in a wind tunnel", *AIAA journal*, 49(10), pp.2258-2271, (2011).
14. N. A. Razak, J. I. Rothkegel, G. Dimitriadis, "Experiments on a pitch-plunge wing undergoing limit cycle oscillation", 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, *Structural Dynamics and Materials Conference*, 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 14th AIAA, (2012).
15. N. Muturi, A. Spies, K. Bender, C. L. Lee, "Stall Flutter Oscillation Measurements from a Two-Degree-of-Freedom Airfoil with Nonlinear Stiffness", 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, *Structural Dynamics, and Materials Conference*, pp. 1-8, (2013).
16. D. M. Tang, E. H. Dowell, "Aeroelastic Airfoil with Free Play at Angle of Attack with Gust Excitation", *AIAA Journal*, 48(2), pp. 427-442, (2010).
17. Göge, Dennis. "Automatic updating of large aircraft models using experimental data from ground vibration testing", *Aerospace science and technology*, 7(1), 33-45, (2003).
18. Zhao, Wei, Abhineet Gupta, Jitish Miglani, Christopher D. Regan, Rakesh K. Kapania, and Peter J. Seiler. "Finite element model updating of composite flying-wing aircraft using global/local optimization", *In AIAA Scitech 2019 forum*, p. 1814. (2019).
19. Zhao, Wei, Abhineet Gupta, Christopher D. Regan, Jitish Miglani, Rakesh K. Kapania, and Peter J. Seiler. "Component data assisted finite element model updating of composite flying-wing aircraft using multi-level optimization", *Aerospace science and technology*, 95: 105486, (2019).
20. Zhao, Wei, Neeharika Muthirevula, Rakesh K. Kapania, Abhineet Gupta, Christopher D. Regan, and Peter J. Seiler. "A subcomponent-based finite element model updating for a composite flying-wing aircraft", *In AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA, (2017).