



ISAV2022

دوازدهمین کنفرانس بین المللی آکوستیک و ارتعاشات

۲۳ و ۲۴ آذر ماه ۱۴۰۱ تهران - ایران



مطالعه عددی و آزمایشگاهی اثر جدایش بین لایه‌ای و ترک بطور همزمان بر خواص ارتعاشی در صفحه کامپوزیتی انحنادار

رضا آذرافزا^{۱*}، مجید قدیمی^۲، علی داور^۱، زهرا رافعی^۳

^۱ ایران، تهران، لویزان، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوریهای ساخت، ۱۵۸۷۵-۱۷۷۴، دانشیار

^۲ ایران، تهران، لویزان، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوریهای ساخت، دانشجوی دکتری

^۳ ایران، تهران، لویزان، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوریهای ساخت، کارشناسی ارشد

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: azarkntu@yahoo.com , azarmut@mut.ac.ir

چکیده

مطالعه حاضر به بررسی تجربی و عددی دو عیب جدایش بین لایه‌ای و ترک بطور همزمان بر روی پنل کامپوزیتی لایه‌ای انحنادار پرداخته است. ابتدا تست تجربی بر روی نمونه‌ها انجام و پس از تایید مدل المان محدود با نتایج تست و مقالات، با استفاده از مدل المان محدود حاصل شده، به بررسی تاثیر ابعاد هر دو عیب، افزایش تعداد عیوب، موقعیت قرارگیری نسبت به هم و در نهایت بررسی اثر عیب ترک‌های طولی و عرضی با ثابت ماندن موقعیت و ابعاد جدایش بین لایه‌ای بررسی شده است. از نتایج مهم حاصل شده می‌توان به کاهش فرکانس‌های اصلی بر اثر کاهش سفتی در صورت وجود هر دو عیب اشاره نمود. جدایش بین لایه‌ای تاثیر کمی بر فرکانسهای طبیعی چند لایه کامپوزیتی دارد. همچنین اثر ترک عرضی بر روی مود اول سازه مشهودتر از جدایش بین لایه‌ای است. همچنین محل قرارگیری عیوب در مرکز صفحه تاثیر بیشتری بر فرکانس دارد.

کلمات کلیدی: جدایش بین لایه‌ای؛ ترک؛ تست مودال؛ صفحه انحنادار.

۱- مقدمه

شناسایی عیوب در هنگام بکارگیری سازه‌های کامپوزیتی دارای اهمیت فراوانی است بطور مثال کامپوزیتها در فرآیند قالب‌گیری، مراحل ساخت و همچنین در زمان بارگذاری، مستعد عیوب و آسیب‌های مختلفی نظیر ترک و جدایش بین لایه‌ای می‌باشند. وجود عیوبی مانند جدایش و ترک در یک سازه کامپوزیتی بر خواص مکانیکی آن مانند سفتی و مقاومت فشاری تاثیر می‌گذارد. همچنین وجود تنش‌های بین لایه‌ای سبب انتشار عیوب و کاهش غیرقابل قبول سفتی و شکست سازه می‌شود. جدایش و ترک در نمونه صفحات تقویت شده با الیاف از طریق سه کمیت شکل مود، فرکانس‌های طبیعی و نسبت میرایی در آزمایش مودال شناسایی می‌شوند. در گذشته در مورد ترک و جدایش سازه‌های کامپوزیتی تحقیقاتی انجام شده که در ادامه به آنها اشاره خواهد شد. ال نفاپی [۱] با ارائه مدل سه بعدی المان محدود از صفحات کامپوزیتی تقویت شده با الیاف، تحلیل ارتعاشی (فرکانس‌های طبیعی و جابجایی-

های مودال) با در نظر گرفتن جدایش با ابعاد متفاوت انجام داد. کراوان و همکاران [۲] کمانش المان محدود چند لایه کامپوزیتی دارای جدایش متعدد و ترک (شکستگی الیاف) بررسی کردند. نیشا و همکاران [۳] تحلیل تیر ساندویچی متشکل از دولایه دارای جدایش منفرد و چندتایی در امتداد سطح مشترک را بررسی نمودند. میتال [۴] تحلیل ارتعاشی پوسته انحنادار کامپوزیتی چند لایه را بررسی نمود. ترابی و همکاران [۵] به بررسی تئوری و تجربی تأثیرات تورق بر پارامترهای ارتعاشی تیر کامپوزیتی متعامد متقارن پرداختند و تأثیر جدایش بر ویژگی‌های ارتعاشی تیرهای کامپوزیت چندلایه به صورت تحلیلی و عددی بررسی نمودند. هادی و همکاران [۶] تحلیل ارتعاشی یک صفحه کامپوزیتی دارای جدایش را با ارائه یک مدل دو بعدی برای صفحه کامپوزیتی چندلایه دارای تورق داخلی تحت شرایط تکیه‌گاهی متفاوت انجام دادند. ماک و همکارش [۷] موقعیت جدایش در صفحات استوانه ای چند لایه انحنادار را تعیین نمودند. در این مقاله حوزه علمی پایش سلامت سازه (SHM^1) در چندین سطح تحلیل اعمال شد. چاولا و همکاران [۸] تأثیر ترک و جدایش بر خواص مودال پنل‌های کامپوزیتی انحنادار (منفرد- دوگانه) را بررسی نمودند و نشان دادند که میزان تأثیر عیوب بر خواص مودال به اندازه و مکان جدایش و ترک در پنل بستگی دارد. عمران و همکاران [۹] اثر اندازه جدایش، چیدمان لایه‌ها و شرایط مرزی بر خواص ارتعاشی کامپوزیت پلیمری تقویت شده با الیاف کربن بررسی نمودند. نیکبخت و همکاران [۱۰] بررسی چیدمان زوایا جهت افزایش استحکام ورق‌های کامپوزیتی با شبیه‌سازی پدیده تورق برای ورق‌های کامپوزیتی در نرم‌افزار آباکوس انجام دادند. آذرافزا و همکاران [۱۱] ارتعاش آزاد یک صفحه کامپوزیتی کربن/اپوکسی انحنادار دارای جدایش بین لایه‌ای بررسی نمودند. عمران و همکاران [۱۲] ارتعاش صفحه چندلایه کامپوزیتی با استفاده از معیار خطی و غیرخطی برای توصیف ساختارهای ترک خورده/ دارای تورق را بررسی نمودند و مشاهده کردند فرکانس‌ها با افزایش طول و عرض تورق کاهش می‌یابد همچنین با افزایش عمق ترک، فرکانس‌ها کاهش می‌یابد. شمس و همکاران [۱۳] تحلیل ارتعاش آزاد تیر چندلایه با استفاده از روش ماتریس سفتی دینامیکی با در نظر گرفتن جدایش بررسی نمودند. در مطالعه حاضر نیز به بررسی ارتعاشی عددی و تجربی اثرات عیوب ترک و جدایش بین لایه‌ای به صورت جداگانه و همچنین همزمان پرداخته خواهد شد. مواردی همچون تأثیر تغییر ابعاد ناحیه جدایش و تغییر ابعاد ترک، زوایای قرارگیری ترک، اثر موقعیت ترک و جدایش و بررسی تأثیر همزمانی دو عیب، بحث شده است.

۲- پارامترهای مؤثر در انتخاب هندسه نمونه‌ها

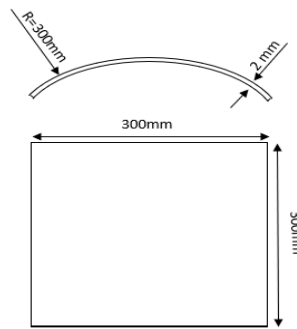
پارامترهایی همچون شرایط مرزی، تعداد لایه‌ها، ضخامت پوسته، شعاع انحنا و نسبت منظری بر روی نتایج فرکانس طبیعی مؤثر خواهد بود [۴]. با افزایش شعاع انحنا، مقادیر فرکانس طبیعی کاهش می‌یابد، بنابراین در میان صفحات با ابعاد برابر و شعاع انحناهای متفاوت، صفحه مسطح با شعاع انحنا بینهایت کمترین مقادیر فرکانس‌های طبیعی را دارد. افزایش ضخامت و تعداد لایه‌ها در صفحات کامپوزیتی چندلایه باعث افزایش مقادیر فرکانس طبیعی خواهند شد. یک پارامتر مهم در بررسی فرکانس‌های طبیعی پوسته‌های استوانه‌ای، نسبت منظری یا همان نسبت طول کمان به قطر آن است. با افزایش نسبت منظری، فرکانس طبیعی پوسته نیز افزایش خواهد یافت. با افزایش زاویه الیاف، فرکانس‌های طبیعی افزایش می‌یابد (حداکثر 45°). شرایط مرزی مختلف، باعث کاهش و یا افزایش مقادیر فرکانس‌های طبیعی صفحه می‌گردند. بیشترین تغییرات فرکانسی برای شرایط مرزی گیردار رخ می‌دهد [۴]. در این مطالعه شرایط مرزی مورد نظر، به طور کامل آزاد در نظر گرفته می‌شود، چرا که ایجاد شرایط مرزی ساده یا گیردار نیاز به دقت بالایی دارد. همچنین از سوی دیگر وجود تکیه‌گاه، بر روی فرکانس طبیعی سازه تأثیر می‌گذارد، بنابراین با در نظر گرفتن شرایط مرزی آزاد، سازه از تأثیر تکیه‌گاه فارغ می‌گردد. از پارامترهای مهم دیگر در انتخاب نمونه، شرایط انجام آزمایش است. به عبارت دیگر می‌بایست نمونه‌های تحت آزمایش مودال به گونه‌ای انتخاب گردند تا در محدوده فرکانسی پایین‌تری، تعداد مودهای فرکانسی بیشتری قابل استخراج باشند. علت این انتخاب مشکل تحریک نمودن سازه‌های کامپوزیتی در فرکانس‌های بالاتر و عدم دستیابی به تابع همبستگی مطلوبتر در آزمایش مودال است [۱۱]. بنابراین با در نظر گرفتن تمامی پارامترهای هندسی مؤثر و شرایط ساخت، مشخصات هندسی نمونه مطابق جدول (۱) و لایه چینی آن به صورت $[0/90/0/90]_s$ می‌باشد.

¹ Structural health monitoring

جدول ۱. مشخصات ابعادی صفحه انحنادار

مشخصه	تعداد لایه با ضخامت برابر	ضخامت کل [mm]	ابعاد صفحه [mm ²]	شعاع [mm]	مقطع کمان [Deg]
مقدار	8	2	300*300	300	60

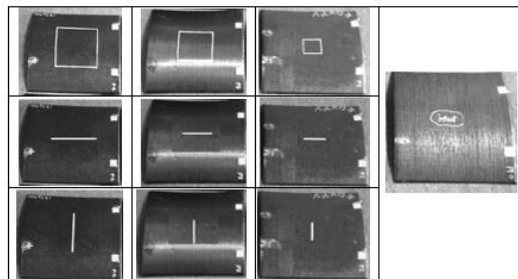
در شکل (۱) ابعاد هندسی نمونه سالم ارائه شده است. ابعاد کلی نمونه‌های معیوب نیز مطابق با نمونه سالم خواهد بود.



شکل ۱. ابعاد هندسی مدل

۳- روش ساخت

نمونه‌های کامپوزیتی به روش لایه‌گذاری دستی ساخته شده‌اند. در این روش الیاف کربن توسط رزین مایع آغشته شده و با قرار دادن آن بر روی قالب باز، سطحی صاف خواهد داشت. کسر حجمی الیاف ۶۰ درصد می باشد، که خود ماتریس از رزین اپوکسی و هاردنر تشکیل شده است. معمولاً درصد پایینی از ماتریس را هاردنر تشکیل می‌دهد. در ساخت نمونه‌های حاضر در حدود ۴ درصد از حجم ماتریس را هاردنر تشکیل داده است. پس از انجام لایه‌گذاری و رسیدن به ضخامت مورد نظر، قطعات در کوره به مدت یک ساعت در دمای ۱۲۰ درجه سانتیگراد و سپس به مدت دو ساعت نیز در دمای ۹۰ درجه سانتیگراد پخت می‌گردند، پس از پخت در کوره، قطعه به تدریج سرد می‌شود. به منظور ساخت قطعات دارای جدایش بین لایه‌ای، در مرحله لایه‌گذاری در بین لایه‌های مدنظر یعنی لایه ۴ و لایه ۵، از یک ورقه نازک لاستیک با ابعاد مطلوب استفاده می‌شود. مراحل قالب‌گیری و همچنین پخت همانند نمونه سالم صورت می‌گیرد. عیب ترک نیز در وسط پوسته به وسیله دستگاه برش بر روی نمونه‌های مدنظر ایجاد می‌گردد. در شکل (۲) نمونه‌های نهایی شده نشان داده شده‌اند. در شکل مذکور مرز ناحیه دارای جدایش و اندازه ترک توسط رنگ سفید مشخص شده‌اند. خواص مکانیکی کامپوزیت با الیاف کربن تک جهته به همراه رزین، که با استفاده از تست بدست آمده و مورد استفاده قرار گرفته، در جدول (۲) ارائه شده است.



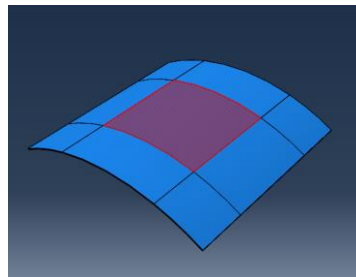
شکل ۲. نمونه‌های نهایی شده

جدول ۲. خواص مکانیکی صفحه انحنادار

مشخصه	E_1 [Gpa]	$E_2=E_3$ [GpPa]	$G_{12}=G_{13}$ [Gpa]	G_{23} [Gpa]	$\nu_{12}=\nu_{13}$	ν_{23}	ρ [kg/m ³]
مقدار	100	10	8	5	0.3	0.4	1350

۴- مدل المان محدود

گام اول در ایجاد مدل المان محدود، ایجاد هندسه صحیح و مش بندی مناسب است. هر دو نوع المان صفحه‌ای و سه بعدی در ایجاد مدل، جهت انجام شبیه‌سازی قابلیت استفاده دارند. در مطالعه حاضر از المان سه بعدی مرتبه دوم، جهت دستیابی به نتایج دقیق تر استفاده شده است، که در نرم‌افزار آباکوس این المان با مشخصه C3D20R نامگذاری می‌شود [۱۱]. به منظور مدل‌سازی delamination بایستی کلیه لایه‌ها را به ۹ بخش تقسیم نمود که بخش میانی مربوط به بخش جدایش است و ۸ بخش دیگر سایر نواحی قطعه را تشکیل می‌دهد (شکل ۳). سپس در تمامی لایه‌ها، به جز لایه ۴ و ۵ که جدایش در آن اتفاق می‌افتد تمامی ۹ بخش هر لایه به لایه زیرین توسط اتصال Tie متصل خواهند شد. اما در لایه‌ای که جدایش اتفاق می‌افتد باید ۸ ناحیه اطراف ناحیه جدایش توسط اتصال Tie مانند قسمتهای دیگر سازه بهم اتصال یافته و در ناحیه میانی دو لایه ۴ و ۵ هیچ اتصالی برقرار نمی‌باشد.



شکل ۳. شبیه‌سازی تورق در لایه کامپوزیتی

همچنین برای ایجاد ترک نیز، به اندازه ابعاد ترک، در هر لایه یک برش ایجاد می‌نماییم. سپس با اتصال از نوع Tie دیواره‌های هر شکاف در هر لایه ترک حذف خواهد شد و با عدم اتصال در آن لایه ترک وجود خواهد داشت. به منظور ایجاد ترک سرتاسری در کل لایه‌ها در ناحیه ترک هیچ اتصالی ایجاد نمی‌شود. شرایط مرزی در انجام تحلیل به صورت آزاد - آزاد خواهد بود که در واقع به معنای عدم وجود تکیه‌گاه، جهت مقید کردن صفحه است. این حالت تکیه‌گاهی، به علت اختلاف کم نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی و تست مودال، مورد استفاده قرار می‌گیرد. همچنین ایجاد آن در انجام تست آسانتر است [۸، ۱۱، ۱۴]. در این نوع شرط مرزی، شش مود اول حاصل از شبیه‌سازی عددی، مودهای صلب سازه هستند.

۵- انجام تست مودال

جهت انجام تست بر روی نمونه‌ها، ابتدا ۱۲ نقطه را علامت‌گذاری نموده که فواصل آنها با هم برابرند. تعداد ۳ ردیف ۴ تایی تعداد نقاط علامت‌گذاری است که تشکیل یک شبکه را می‌دهند. به منظور مقایسه نتایج تست نمونه‌ها، تا حد امکان شرایط کلی تست مانند شرایط تکیه‌گاهی، نقطه تحریک و نقاط اندازه‌گیری برای تمامی نمونه‌ها یکسان است. تحریک تصادفی توسط لرزاننده به دلیل کنترل بهتر بر تحریک اعمالی، مورد استفاده قرار گرفته است. جهت انجام تست، ابتدا توسط دو کش لاستیکی نرم که مقدار سفتی آنها پایین است، صفحه انحنا دار کامپوزیتی را آویزان نموده، سپس در نقطه تعیین شده، لرزاننده همراه با یک حسگر نیرو توسط چسب به صفحه متصل می‌گردد. پس از تحریک، پاسخها توسط شتاب‌سنج ثبت و در رایانه ذخیره می‌گردند بنابراین نوع تحریک تصادفی، نوع شتاب‌سنج PCB - (sensitivity: 100 mv/g)، نوع لرزاننده B&K، ترانس‌دیوسر نیرو Type 8230 B&K Transducer Force نرم‌افزار ثبت پاسخ‌های فرکانسی Pulse می‌باشند. شکل (۴) این چیدمان را نشان می‌دهد. مشخصات نمونه‌های تست مودال مطابق با جدول (۳) است. نتایج تست نمونه دوم تا چهارم از مرجع [۱۱] ارائه شده است، که تنها مربوط به تغییر ابعاد جدایش بین لایه‌ای است. تست مودال برای نمونه پنجم که شامل عیوب جدایش و ترک طولی بطور همزمان انجام شده است.



شکل ۴. چیدمان تست مودال [۱۱]

جدول ۳. ابعاد عیب در نمونه‌های تست مودال

نمونه	نوع عیب	ابعاد	درصد عیب (%)	موقعیت عیب
اول	بدون عیب	0	0	ندارد
دوم	جدایش	45 × 47 [mm ²]	15	محل جدایش: مرکز صفحه بین لایه چهارم و پنجم
سوم		100 × 104 [mm ²]	30	
چهارم		135 × 140 [mm ²]	45	
پنجم	ترک طولی	100 [mm]	30	محل ترک: مرکز صفحه ضخامت ترک ۲ میلی متر
	جدایش	100 × 104 [mm ²]	30	محل جدایش: مرکز صفحه بین لایه چهارم و پنجم

در جدول (۴) نتایج تست مودال برای شش نمونه ارائه شده است

جدول ۴. فرکانس‌های حاصل از تست مودال نمونه‌ها [Hz]

شماره مود	1	2	3	4	5	6	7	8
نمونه سالم	59.5	96.5	120	160	192.6	271.6	332	478
نمونه دوم	58.2	92.3	120	156	190.4	258.5	312	453
نمونه سوم	56.8	89.4	122	146	188.4	242	308	419.5
نمونه چهارم	55	81.3	123.3	151	181.3	222.2	300	377.3
نمونه پنجم	56.3	88	121	147	188.1	235	306	404.2

۶- تحلیل نتایج شبیه سازی

۶-۱- صحت سنجی مدل المان محدود

به منظور صحت‌سنجی روش مدل‌سازی صفحات کامپوزیتی لایه‌ای در نرم‌افزار المان محدود، مدل المان محدود صفحه مسطح با خواص مکانیکی و هندسی جدول (۵) و شرایط مرزی دو سر آزاد با نتایج لین و همکاران [۱۵] که هر دو روش عددی و تجربی را جهت استخراج فرکانس‌های طبیعی این نمونه به کار برده‌اند، مقایسه می‌گردد. با این روش، انتخاب صحیح پارامترهایی همانند لایه چینی، مش‌بندی، نوع المان مورد استفاده برای مدل‌سازی صحیح صفحات کامپوزیتی لایه‌ای تأیید و در طول تحقیق قابل استناد خواهد بود و جهت مدل‌سازی نمونه اصلی در تحقیق نیز کاربرد خواهد داشت. لایه چینی آن به صورت 8 [0] می‌باشد در جدول (۶)، شش فرکانس اول بر حسب هرتز، حاصل از نتایج لین و مدل مطالعه حاضر به همراه درصد خطاها ارائه شده است. مطابق جدول (۶) خطای شبیه‌سازی مدل حاضر در محدوده قابل قبولی قرار دارد. بنابراین این روش مدل‌سازی، جهت ایجاد مدل المان محدود نمونه‌های مد نظر، مورد تأیید است.

جدول ۵. مشخصات ابعادی صفحه مسطح [۱۵]

مشخصه	تعداد لایه با ضخامت برابر	ضخامت [mm]	ابعاد صفحه [mm ²]	E ₁ [Gpa]	E ₂ =E ₃ [GPa]	G ₁₂ =G ₁₃ [Gpa]	G ₂₃ [Gpa]	V ₁₂ =V ₁₃	V ₂₃	ρ [kg/m ³]
مقدار	8	۱/۵۸	255*255	172.7	7.2	3.76	2.71	0.3	0.33	1566

جدول ۶. مقایسه فرکانسهای طبیعی [Hz] مطالعه حاضر و مرجع [۱۵]

شماره مود	1	2	3	4	5	6
تست تجربی [۱۵]	81.5	107.4	196.6	285.5	382.5	531
المان محدود [۱۵]	83.57	118.42	207.79	329.41	419.83	546.93
المان محدود حاضر	81.42	109.86	199.38	302.6	391.55	537.16
درصد خطا نسبت به تست تجربی	0.098	2.29	1.41	5.99	2.37	1.16

۶-۲- نتایج تحلیل المان محدود نمونه‌ها

۶-۲-۱ بررسی اثر (ابعاد/اندازه) عیب بر فرکانس های طبیعی صفحه انحنادار به روش عددی

ابعاد ناحیه دارای جدایش و ترک طولی و ترک عرضی (دارای عیب) مطابق جدول (۷) می‌باشد. نتایج فرکانس‌های طبیعی بر حسب هرتز حاصل از تحلیل المان محدود برای هر ده نمونه بر حسب هرتز در جدول (۸) ارائه شده است. برای انجام مدل‌سازی با توجه به نتایج ترابی [۵] افت فرکانس برای نمونه دارای جدایش‌های نزدیک‌تر به لایه (صفحه) میانی بیشتر است و همچنین نتایج هادی [۶] که عیب هرگاه نزدیک به مرکز صفحه باشد باعث افزایش تغییرات فرکانس طبیعی می‌شود؛ در تمامی نمونه‌های معیوب محل قرارگیری جدایش را مرکز صفحه و در صفحه میانی در نظر گرفته شده است.

جدول ۷. ابعاد عیب در نمونه‌های معیوب

شماره نمونه	نوع عیب	ابعاد	درصد عیب (%)	موقعیت عیب
دوم	جدایش	45 x 47 [mm ²]	15	محل جدایش: مرکز صفحه
سوم		100x104[mm ²]	30	بین لایه چهارم و پنجم
چهارم		135x140 [mm ²]	45	
پنجم	ترک طولی	45 [mm]	15	محل ترک: مرکز صفحه
ششم		100 [mm]	30	
هفتم		135 [mm]	45	
هشتم	ترک عرضی	47 [mm]	15	۸ ترک به عمق ۰/۲۵ میلی متر معادل
نهم		104 [mm]	30	یک ترک به عمق ۲ میلی متر
دهم		140 [mm]	45	

از مقادیر در جدولهای (۸) مشخص است که با افزایش ابعاد/اندازه ناحیه معیوب، میزان کاهش مقادیر فرکانس‌های طبیعی رو به افزایش می‌باشد، که در برخی از مودها کاملاً مشهود است. همانطوریکه مشاهده می‌شود، ترک عرضی بر فرکانس طبیعی اول تاثیر بیشتری نسبت به جدایش می‌گذارد. تغییرات فرکانسهای طبیعی نمونه صفحه انحنادار کامپوزیتی دارای جدایش کمتر از ۳۰٪، در مقایسه با نمونه سالم قابل توجه نیست، به طور مثال میزان تغییرات مود دینامیکی اول در نمونه دارای جدایش ۱۵٪ معادل صفر است. بایستی دقت نمود که تفاوت‌هایی که بین نتایج حاصل از آزمایش و تحلیل مشاهده می‌گردد، این است که بعضی فرکانسها در تست تجربی مشاهده می‌شوند ولی در تحلیل المان محدود ظاهر نمی‌شوند و بالعکس. علت این موضوع تفاوت‌های نمونه ساخته شده با مدل ایده‌آل موجود در نرم‌افزار و همچنین برخی خطاهای اندازه‌گیری در آزمایش می‌باشد.

جدول ۸. فرکانس‌های حاصل از المان محدود نمونه‌ها [Hz]

مود	نمونه سالم	نمونه دوم	نمونه سوم	نمونه چهارم	نمونه پنجم	نمونه ششم	نمونه هفتم	نمونه هشتم	نمونه نهم	نمونه دهم
1	61.23	61.23	61.22	61.22	61.22	61.20	61.20	61.20	61.17	61.15
2	106.66	106.2	98.53	91.59	104.74	98.54	92.69	106.62	106.62	106.63
3	159.25	159.24	158.73	157.42	159.01	158.83	158.21	159.24	159.12	159.05
4	299.38	298.45	283.32	260.72	298.46	295.71	288.64	299.38	299.29	299.28
5	348.42	348.40	347.39	343.50	347.51	347.60	347.39	348.37	348.13	347.56
6	430.03	430.00	427.69	423.96	429.51	428.20	425.59	425.96	400.43	368.64

۳-۶- بررسی اثر پارامترهای مختلف عیوب بر فرکانسهای طبیعی

پس از بررسی اثر جدایش بین لایه‌ای و ترک طولی و عرضی با افزایش میزان ناحیه عیب، در این بخش میزان تاثیر همزمان وجود چندین عیب در فرکانس‌های طبیعی صفحه انحنادار کامپوزیتی ارائه شده است. با توجه به نتایج حاصل از مطالعه نیشا [۳] برای سازه-ی کامپوزیتی دارای جدایش کمتر از ۳۰٪، تغییرات فرکانس‌های طبیعی در مقایسه با تیر سالم قابل توجه نیست؛ برای مدل‌سازی‌ها از جدایش ۳۰٪ استفاده شده است.

۳-۶-۱- بررسی اثر تعداد جدایش بین لایه‌ای و تعداد ترک طولی (تعداد عیوب) بر فرکانس‌های طبیعی

در بخش حاضر تاثیر تعداد جدایش بین لایه‌ای (جدایش بین لایه‌ها با دو خط // مشخص شده است) و تعداد ترک طولی بر فرکانسهای طبیعی پوسته استوانه‌ای کامپوزیتی بررسی می‌گردد. مطابق با جدول (۹)، چهار نمونه با در نظر گرفتن جدایش ۳۰٪ کل سطح و ترک طولی ۳۰٪ طول کل و با عمق هر ترک ۰٫۲۵ میلی‌متر، مدل‌سازی گردید، که نمونه پنجم مطابق با تست مودال پنجم بوده و نتایج آن قابل مقایسه است. نتایج حاصل از تحلیل فرکانسی المان محدود نمونه‌ها و درصد تغییرات فرکانس‌ها نسبت به نمونه سالم در جدول (۱۰) ارائه شده است. لایه چینی آن به صورت [90/90/0/90/90/0/90/0/90/0] می‌باشد.

جدول ۹. ابعاد عیب در نمونه‌های معیوب

نمونه	ابعاد جدایش	تعداد جدایش	موقعیت جدایش مرکز صفحه	اندازه ترک	تعداد ترک	موقعیت ترک طولی مرکز صفحه
دوم		۱	[90/90/0/90//90/0/90/0]	100	۱	لایه‌های ۸/۷/۶/۵، چهار ترک هر کدام به عمق ۰٫۲۵ mm معادل یک ترک به عمق ۱ mm
سوم	100 x	۲	[90/90/0/90//90/0//90/0]	mm	۲	لایه‌های ۶/۵، دو ترک هر کدام به عمق ۰٫۲۵ mm
چهارم	104 mm ²	۳	[90/90/0//90//90/0/90/0]		۴	لایه‌های ۶/۵/۴/۳، چهار ترک هر کدام به عمق ۰٫۲۵ mm
پنجم		۳	[90/90/0//90//90/0/90/0]		۸	لایه‌های ۸/۷/۶/۵/۴/۳/۲/۱، هشت ترک هر کدام به عمق ۰٫۲۵ mm

با توجه به نتایج جدول ۱۰ مشاهده می‌شود که درصد خطا برای مود دوم و چهارم برای همه نمونه‌ها از بقیه مودها بیشتر است. همچنین درصد خطا برای مود پنجم برای همه نمونه‌ها کمترین مقدار را دارد.

جدول ۱۰. اثر تعداد جدایش بین لایه‌ای و تعداد ترک طولی (تعداد عیوب) بر فرکانس‌های طبیعی صفحات انحنا دار کامپوزیتی [Hz]

شماره مود	فرکانس نمونه سالم	نمونه دوم	درصد تغییرات	نمونه سوم	درصد تغییرات	نمونه چهارم	درصد تغییرات	نمونه پنجم	درصد تغییرات
1	61.23	60.73	0.81	61.17	0.8	61.15	0.12	60.26	1.57
2	106.66	96.10	9.98	95.21	10.73	93.76	12.09	94.12	11.75
3	159.25	158.42	0.51	158.38	0.54	158.24	0.63	158.05	0.75
4	299.38	282.18	5.73	275.61	7.93	272.19	9.08	277.19	7.40
5	348.42	346.91	0.42	346.79	0.46	346.42	0.57	345.81	0.74
6	430.03	427.27	0.63	426.01	0.93	424.92	1.18	361.41	15.95

۷- نتیجه گیری

- با توجه به نتایج مراجع بررسی شده ([۵] و [۶]) در تمامی نمونه‌های معیوب محل قرارگیری جدایش را مرکز صفحه و در صفحه میانی در نظر گرفته شده است. نتایج گویای آن است که حضور عیب در این ناحیه بیشترین تاثیر را بر فرکانس‌های طبیعی صفحه انحنا دار کامپوزیتی دارد.
- حضور عیوب سبب کاهش فرکانس طبیعی و کاهش سفتی صفحه انحنا دار کامپوزیتی می‌گردد.
- با بررسی اثر (ابعاد/ اندازه) عیب بر فرکانس‌های طبیعی صفحات انحنا دار در محیط المان محدود برای ده نمونه تحت بررسی؛ جدایش بین لایه‌ای تاثیر کمی بر فرکانس‌های طبیعی چند لایه کامپوزیتی دارد.
- مطابق با نتایج حاصل از مطالعه نیشا [۳] که سازه‌ی تیر کامپوزیتی مورد بررسی قرار گرفت، در مطالعه حاضر نیز تغییرات فرکانس‌های طبیعی نمونه صفحه انحنا دار کامپوزیتی دارای جدایش کمتر از ۳۰٪ در مقایسه با نمونه سالم قابل توجه نیست، به طور مثال میزان تغییرات مود دینامیکی اول در نمونه دارای جدایش ۱۵٪ معادل صفر است.
- ترک عرضی بر فرکانس طبیعی اول تاثیر بیشتری نسبت به جدایش می‌گذارد.
- با افزایش درصد جدایش بین لایه‌ای میزان تغییرات فرکانس طبیعی افزایش می‌یابد به طور مثال در نمونه دارای جدایش ۴۵٪ بیشینه تغییرات ۱۲/۹۱ می‌باشد.

مراجع

1. K. Alnefaie, "Finite element modeling of composite plates with internal delamination", Composite Structures, Vol. 90, pp. 21-27, (2009).
2. R. Craven, L. Iannucci, R. Olsson b, "Delamination buckling: A finite element study with realistic delamination shapes, multiple delaminations and fibre fracture cracks", Vol. 41, pp. 684-692, (2010).
3. Nisha A S, Saraswathy B, "Dynamic Analysis of Delaminated Sandwich Composites", Vol. 3, pp. 172-177, (2013).
4. A. Mittal, "Vibration analysis of laminated composite curved shells", (2014)
5. K. Torabi, M. Shariati-Nia, M. Heidari-Rarani, "Modal Characteristics of Composite Beams with Single Delamination- A Simple Analytical Techni", Mechanics of Advanced Composite Structures, Vol. 2, pp.97-106, (2014).
6. N. H. Hadi, B. J. Hamood, "Vibration Analysis of a Composite Plate with Delamination", Journal of Engineering, No. 2, Vol. 21, pp.144-164, (2015).
7. A. Muc, A. Stawiarski, "Location of Delaminations in Curved Laminated Panels", Composite Structures, Vol. 133, pp. 652-658, (2015).

8. K. Chawlaa, S. Ray-Chaudhurib, "Effect of cut-out and delamination on modal properties of singly and doubly-curved Composite plates", *Procedia Engineering*, Vol. 199, pp. 1982–1987, (2017).
9. M. Imran, R. Khan & S. Badshah, "Investigating the Effect of Delamination Size, Stacking Sequences and Boundary Conditions on The Vibration Properties of Carbon Fiber Reinforced Polymer Composite", *Materials Research*, Vol. 22, pp. 1-7, (2018).
10. M. Nikbakht, J. Yousefi, H. Hosseini-Toudeshky & Go Minak, "Delamination evaluation of composite laminates with different interface fiber orientations using acoustic emission features and micro visualization", *Composites Part B*, Vol.113, pp. 185-196, (2018).
۱۱. آذرافزا رضا، قدیمی مجید، هرسینی ایرج، "مطالعه عددی و آزمایشگاهی اثر جدایش بین لایه‌ای در صفحات کامپوزیتی انحنادار بر خواص ارتعاشی"، نشریه علمی صوت و ارتعاش، سال هشتم، شماره پانزدهم، صفحه ۳-۱۵، ۱۳۹۸.
12. M. Imran, R. Khan & S. Badshah, "Vibration Analysis of Cracked Composite Laminated Plate: A Review", *Journal of Engineering & Technology*, Vol. 38, No. 3, pp.705-716, (2019).
13. Sh. Shams, A.R. Torabi, M. Fatehi Narab & M.A. Amiri Atashgah, "Free vibration analysis of a laminated beam using dynamic stiffness matrix method considering delamination", *Thin-Walled Structures*, Vol. 166, pp. 1-19, (2021).
14. M. Itishree, Sh. K. Sahu, "Modal analysis of woven fiber composite plates with different boundary conditions", *International Journal of Structural Stability and Dynamics*, Vol.15, no.01, (2015).
15. Lin, D. X, R. G Ni, & R. D. Adams, "Prediction and measurement of the vibrational damping parameters of carbon and glass fibre-reinforced plastics plates", *Journal of composite materials*, Vol.18, no.2, pp.132-152, (1984).