

تحلیل اثر حضور الگوها و اندازه‌های آسیب‌ها بر پاسخ مکانیکی اسپار کامپوزیتی بال هواپیماهای سبک

محمود ذبیح‌پور* استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران

هومن اولادی دانشجوی کارشناسی‌ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران

چکیده

مهم‌ترین عاملی که سلامت یک سازه را با خطر مواجه می‌کند، وجود عیوبی است که به دلایل مختلف در آن سازه وجود داشته یا پدیدار می‌شوند. بنابراین، ضروری است شناختی کافی از اثر حضور انواع آن آسیب‌ها بر پاسخ مکانیکی سازه وجود داشته‌باشد. در مقاله حاضر، به بررسی اثر حضور و ویژگی‌های آسیب در یکی از مهم‌ترین اجزاء یک بال یعنی اسپار کامپوزیتی بال هواپیما از منظر محاسبه تغییرات پاسخ مکانیکی آن در نقاط معیار پرداخته‌شده‌است. با تعیین اثرات، الگوریتم پیاده‌سازی سیستم پایش سلامت سازه قابل شناسایی خواهدبود. محاسبه و رصد تغییرات خواص مکانیکی جامع اسپار در قالب مدل‌های متعدد، به‌عنوان مبنای فرایند پایش سلامت اسپار کامپوزیتی. از روش قدرتمند المان محدود انجام پذیرفته‌است. ارزیابی نتایج، نشان می‌دهد تغییر رفتار مکانیکی اسپار کامپوزیتی در بارهای اعمالی مختلف، ارتباط مستقیم با محل ایجاد آسیب، نحوه رشد و اندازه‌ی آسیب دارد و موقعیت مکانی آسیب با تأثیر بیشتر و مهم‌تری نسبت به اندازه آسیب بر تغییرات رفتار مکانیکی اسپار کامپوزیتی همراه است.

واژه‌های کلیدی: اسپار کامپوزیتی، پاسخ مکانیکی، روش اجزاء محدود، آسیب، هواپیمای سبک.

Analysis of the effect of presence of damage patterns and sizes on the mechanical response of light aircraft wing composite spar

M. Zabihpoor
H. Oladi

Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

Abstract

The most important factor that threatens the health of a structure is the existence of imperfections that occur or appear in different contexts as damage. Therefore it is necessary to have adequate cognition of the effect of the presence of different types of damage on the mechanical response of the structure. In the present paper, the effect of the presence and characteristics of damage on the light aircraft wing composite spar as one of the most important components from the perspective of computing the variations of its mechanical response in the criterion points has been investigated.

By determining the effects, the algorithm of the implementation of the health monitoring system of the structure will be identifiable. The computation and observation of changes in the mechanical properties of spar in a variety of models have been performed as the basis of the composite spar health monitoring process through FEM. The results represents that the mechanical behavior of composite spar in different loadings are in direct relation with the location of damage in which nucleated, damage growth process and sizes. The damage location represents more important effect than the damage size to the changes produced in the mechanical behavior of the composite spar.

Keywords: Composite Spar, Mechanical Response, FEM, Damage, Light Aircraft.

پایش سلامت سازه‌های هوایی^۱ در آن لحاظ شده‌است، ترانس‌های طراحی و ساخت، در مواجهه با عواملی از قبیل انواع آسیب دچار تحول شده‌است که در نهایت، منجر به کاهش وزن سازه‌ها می‌شود. این مساله پایش سلامت سازه را به بخش جدایی‌ناپذیر از فناوری سازه‌های هوافضایی تبدیل کرده‌است. پایش سلامت سازه، اولاً؛ در خصوص سازه‌هایی که قبلاً طراحی شده‌اند، تغییر استراتژی، از نگهداری و تعمیرات برنامه‌ریزی‌شده به سمت نگهداری و تعمیرات بر اساس وضعیت، ایجاد خواهدکرد. این موضوع، موجب می‌شود با توقف عملیات تعمیرات و نگهداری در زمان‌هایی که شاید این عملیات ضروری نباشند، اقدامات مذکور تنها در زمان‌هایی انجام شود که نیاز واقعی وجود داشته و به‌این‌ترتیب با توجه به کاهش یا حذف عملیات تعمیرات و نگهداری در زمان‌های غیرضروری، به میزان قابل‌توجهی از هزینه‌ها

۱- مقدمه

در سال‌های اخیر فناوری‌های حسگری مختلفی برای تعیین آسیب در مواد فلزی و کامپوزیتی توسعه داده شده‌است [۱ و ۲]. با توجه به اهمیت زیاد توسعه تکنیک‌های آسیب، پژوهش‌های فراوانی به روش‌های تشخیص آسیب در انواع سازه‌های هوایی اختصاص یافته‌است [۳ و ۴]. همچنین اثرات چنین آسیب‌هایی در عملکرد سازه‌ها از طریق تکنیک‌های مختلف و فلسفه‌های محاسباتی پیچیده‌ای مانند مکانیک شکست در پژوهش‌های متعددی مورد بررسی قرار گرفته‌اند که هرکدام محدودیت‌ها و پیچیدگی‌های خاصی همراه می‌باشند [۵]. در فلسفه جدید طراحی سازه‌های هوایی، که مزایای استفاده از فناوری

¹ Structural Health Monitoring (SHM)

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: zabihpoor@mut.ac.ir

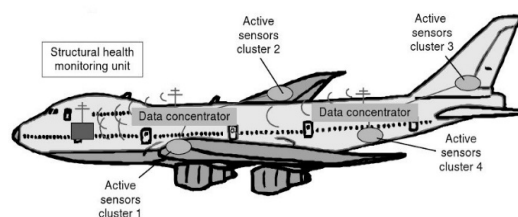
تاریخ دریافت: ۹۷/۰۸/۰۲

تاریخ پذیرش: ۹۸/۰۷/۰۱

خواهد کاست. ثانیاً: برای سازه‌های جدید که در حال طراحی و ساخت هستند، می‌توان با اتخاذ تکنیک‌های جدید پایش سلامت سازه، نظیر نصب حسگرهای متعدد در سازه، از همان مراحل اولیه طراحی، ضمن بهینه‌کردن طراحی سازه (کاهش وزن، اندازه و ...) همان‌طور که در ادامه اشاره خواهد شد، انواع هزینه‌های مربوطه در طول عمر سازه را کاهش داد [۶ و ۷].

علاوه بر این‌ها، به کمک روش‌های مختلف پایش، ضمن اطلاع از میزان سلامت و عملکرد مطلوب سازه با جمع‌آوری و تحلیل صحیح داده‌ها، می‌توان به تخمین عمر باقی‌مانده یک سازه نیز به‌درستی مبادرت کرد [۸-۱۳].

در فناوری پایش سلامت سازه با ارزیابی مستقیم وضعیت سازه سعی می‌شود وجود و وسعت عیب و اهمیت آن، تشخیص داده شود [۱۴-۱۸]. در این رهیافت، شبیه به اقدامات انجام‌شده در بازرسی‌های غیر مخرب رفتار شده با این تفاوت که در یک گام فراتر، با نصب ثابت و همیشگی حسگرهایی در بدنه سازه، می‌توان تقریباً به‌صورت دائمی و در هر زمان، تابلوی اعلاناتی فعال از وضعیت عیوب موجود در سازه در دسترس داشت [۱۹-۲۳]. در شکل ۱، نصب حسگرهایی در بدنه یک هواپیمای بوئینگ ۷۴۷ به‌صورت طرحواره نشان داده‌شده است [۸ و ۹].



شکل ۱- نصب حسگرهای پایش سلامت سازه در بدنه بوئینگ ۷۴۷ [۸ و ۹]

بررسی کامل تاریخچه تا به امروز، اهمیت روز افزون، یافتن تکنیک‌های جدید و نیاز به تکامل آن‌ها را بر پایه درک کاملی از رفتارها و پاسخ‌های مکانیکی سازه‌ها را نشان می‌دهد [۲۰-۲۳].

۲- مبانی و فرایند

۲-۱- الگوریتم تحقیق

مشکل عمده انجام تحقیقات بر روی مسائل پیچیده اما بسیار مهم و تعیین‌کننده، وابستگی غالب آن‌ها به انجام آزمایش‌های زمان‌بر و پرهزینه است [۱۰]. یکی از روش‌های رفع چنین معضلی، به کارگیری تکنیک‌های قدرتمند همچون اجزاء محدود است. پژوهش حاضر تلاش دارد با استخراج ارتباط بین رفتارهای کلی سازه با تغییرات وضعیت سلامتی سازه اسپار تحت شرایط عملکردی از طریق روش اجزاء محدود، فرایند پایش سلامت آن را شناسایی نماید.

در این پژوهش از نرم‌افزار پیشرفته المان محدود ABAQUS 14-6 برای تعیین و کشف اثر عیوب موجود در سازه‌های کامپوزیتی تحت نیروهای وارده استفاده شده است. پس از تعیین نقاط بحرانی که محل پیدایش این نقائص می‌باشند، با قرار دادن عیوب رایج مانند تورق لایه‌ای در این نقاط، رفتار بال هواپیما در اثر وجود آن‌ها

مورد بررسی قرار گرفته تا تعیین شود در اثر این عیوب رفتار بال چه تغییری می‌کند و عکس‌العمل و زمان مناسب برای تعویض بال چگونه است.

ابتدا سازه کامپوزیتی بال بر مبنای نمونه‌های واقعی تعریف شده، انواع آسیب‌های متداول در ساختار آن از تاریخچه، استخراج و دسته‌بندی می‌گردد. در ادامه با کمک نرم‌افزار تجاری اجزاء محدود ABAQUS، مدل‌سازی‌ها انجام شده و اثرات آسیب‌های موردنظر در وضعیت‌های محتمل در مدل‌سازی پس از صحنه‌سنجی مدل‌های اولیه در مقایسه با نتایج به‌دست‌آمده از تاریخچه، لحاظ می‌گردد. با بررسی نتایج و پاسخ‌های مکانیکی سازه اسپار، اثرات وجود و توسعه آسیب‌ها در آن، معرفی می‌شود. با بررسی نقاط داغ^۱، آسیب‌های غالب در سازه اسپار، تعریف و پیاده‌سازی سیستم پایش سلامت سازه، ممکن خواهد بود.

۲-۲- مدل‌سازی

تیر کامپوزیتی مورد بررسی در این مقاله، تیر ساندویچی نامتقارنی است که در نرم‌افزار ABAQUS 14-6 مدل‌سازی شده‌است. هندسه تیر به‌صورت یک‌لایه فوم در وسط و پنج لایه کامپوزیتی در قسمت بالایی و چهار لایه در قسمت زیرین آن است (مطابق جدول ۱). قسمت بالایی شامل پنج لایه که به ترتیب از بالا از جنس الیاف شیشه بافته‌شده با کد تجاری ۹۲۱۱۰ از محصولات شرکت Cs_inter glas با ضخامت ۰/۲ میلی‌متر و زاویه صفر درجه و لایه‌های دوم، سوم و چهارم از جنس کربن تک جهت‌گراید یک با کد تجاری (Kdu1009) از محصولات شرکت (Sigratex) با ضخامت ۰/۳ میلی‌متر و زاویه صفر و لایه آخر از بالا از جنس الیاف شیشه بافته‌شده با کد تجاری (۹۲۱۲۵) از محصولات شرکت سی اس اینترگلاس (Cs_inter glas) با ضخامت ۰/۳ میلی‌متر و زاویه ۴۵ درجه است. (شکل ۲). در زیر این لایه‌ها، فوم HT110 با ضخامت ۱۰ میلی‌متری از محصولات شرکت بارکودا (Barracuda) قرار گرفته‌است. لایه‌چینی بخش زیرین به‌صورت مشابه با لایه بالایی بوده با این تفاوت که به‌جای سه لایه ۰/۳ میلی‌متری کربن، تنها از دو لایه استفاده شده‌است (شکل ۲).

¹ Hot Spots

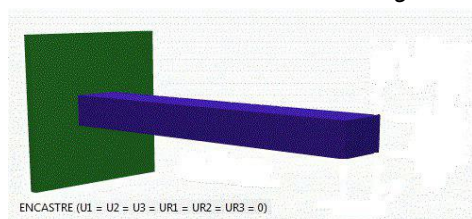
جدول ۱- لایه چینی تیر ساندویچی

ردیف	جزء	زاویه (درجه)	ضخامت (میلی‌متر)	جنس
۱	رویه بالایی	صفر	۰/۳	لایه الیاف شیشه بافته شده دو جهته ۹۲۱۱۰
۲	رویه بالایی	صفر	۰/۳	لایه الیاف کربن تک جهته Kdu1009
۳	رویه بالایی	صفر	۰/۳	لایه الیاف کربن تک جهته Kdu1009
۴	رویه بالایی	صفر	۰/۳	لایه الیاف کربن تک جهته Kdu1009
۵	رویه بالایی	۴۵	۰/۳	لایه الیاف شیشه بافته شده دو جهته ۹۲۱۲۵
۶	هسته PVC	صفر	۱۰	فوم HT110 شرکت Barracuda
۷	رویه پایینی	۴۵	۰/۳	لایه الیاف شیشه بافته شده دو جهته ۹۲۱۲۵
۸	رویه پایینی	صفر	۰/۳	لایه الیاف کربن تک جهته Kdu1009
۹	رویه پایینی	صفر	۰/۳	لایه الیاف کربن تک جهته Kdu1009
۱۰	رویه پایینی	صفر	۰/۳	لایه الیاف شیشه بافته شده دو جهته ۹۲۱۱۰

کاهش پیدا کند یعنی دچار آسیب شده است. درصد حجم المان‌های معیوب (نسبت حجم المان‌های معیوب به کل حجم المان‌های موجود در فوم ضرب در عدد صد)، به عنوان درصد حجمی آسیب در نقاط بحرانی تعریف می‌شود.

۳-۲- شرایط تکیه‌گاهی

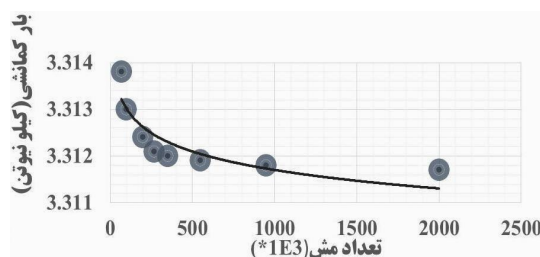
تیر کامپوزیتی به صورت یک تیر یکسر درگیر مدل‌سازی شده است (مشابه عملکرد اسپار)، به این معنی که تمامی جابه‌جایی‌ها و چرخش‌ها در یک سمت تیر محدود شده و سمت دیگر تیر کاملاً آزاد است (شکل ۳).



شکل ۳- شرایط تکیه‌گاهی سازه به صورت تیر یکسر گیردار

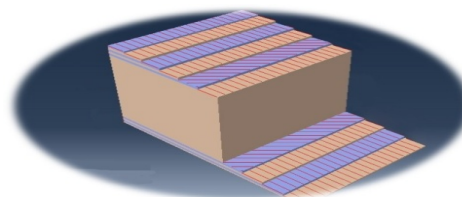
۴-۲- المان‌ها

در این مدل‌سازی با توجه به اهمیت تمامی مولفه‌های تنش‌ها از جمله تنش‌های برشی عرضی که نقشی تعیین‌کننده‌ای دارند نمی‌توان از المان‌های پوسته (Shell) استفاده کرد زیرا المان‌های پوسته این قابلیت را نداشته و تنها در المان‌های پوسته ضخیم و المان‌های پوسته پیوسته نرم‌افزار به صورت پیش‌فرض می‌تواند این مقادیر را در صورت انتخاب آن‌ها در خروجی نتایج (Field output) نمایش دهد. همین‌طور در این مدل‌سازی تنش‌های نرمال، اهمیت ویژه‌ای دارند که المان‌های پوسته قابلیت محاسبه این تنش‌ها را هم ندارند؛ و استفاده از این نوع المان باعث کاهش دقت نتایج می‌گردد. از طرف دیگر تنش‌های بین لایه‌ای در این تحقیق، مهم بوده که دقت المان توپر (Solid) در بیان این تنش‌ها از المان‌های پوسته معمولی بیشتر است. از دیگر معایب استفاده از المان‌های پوسته‌ای می‌توان به قفل برشی المان‌ها اشاره کرد. این پدیده هنگامی رخ می‌دهد که یک المان در مقایسه با واقعیت بیش از حد معمول جفت شده باشد؛ که دلیل آن درون‌یابی استفاده شده برای نگاشت تنش‌ها و کرنش‌ها در المان‌هایی که قادر به نشان دادن مقادیر صفر در برش کرنش صفحه‌ای نیستند می‌باشد و به همین دلیل المان‌ها بسیار سفت (Stiff) می‌شوند. بدین منظور، در این پژوهش از المان‌های توپر C3D8R استفاده گردید.



شکل ۴- نمودار همگرایی مش

در آسیب جدایش بین لایه‌ای، جایی که جدایش بین لایه‌ها وجود ندارد لایه‌ها به صورت اتصال گره به گره به یکدیگر متصل می‌گردند اما در جایی که جدایش وجود داشته باشد لایه‌ها توسط اندرکنش‌ها و تماس بین سطحی با یکدیگر شناخته خواهند شد.



شکل ۲- لایه چینی تیر ساندویچی

جدول ۲- خواص مکانیکی مواد

نام اختصاری	g_1	g_2	C	Foam
E_1 (MPa)	۶۶۰۶۴	۵۷۴۶۶	۱۳۸۰۰۰	---
E_2 (MPa)	۶۶۰۶۴	۵۷۴۶۶	۱۰۰۰۰	---
E_3 (MPa)	۱۱۴۴۷	۱۲۴۰۰	۱۰۰۰۰	---
G_{12} (MPa)	۴۸۸۸	۴۸۳۱	۵۱۳۰۰	---
G_{13} (MPa)	۵۰۴۰	۷۸۶۶	۲۹۵۰	---
G_{23} (MPa)	۵۰۴۰	۷۸۶۶	۵۱۳۰۰	---
Nu_{12}	۰/۰۳۳	۰/۰۱۸	۰/۲۶	---
Nu_{13}	۰/۳۵۲	۰/۵۱۱	۰/۴۱	---
Nu_{23}	۰/۳۵۲	۰/۵۱۱	۰/۲۶	---
E_{iso} (MPa)	---	---	---	۲۷
Nu_{iso}	---	---	---	۰/۰۵۴

آسیب در هسته فومی، به صورت کاهش خواص مکانیکی المان از نوع فوم در نظر گرفته شده و با توجه به همسانگرد بودن فوم فرض می‌شود هر المانی که مدول الاستیسیته ی آن ۹۰٪

برای بررسی رفتار مکانیکی تیر کامپوزیتی موردنظر، ابتدا تیر مطابق آنچه توضیح داده شد شبیه‌سازی انجام شده و همگرایی مش آن مطابق نمودار شکل ۴ مورد بررسی قرار گرفت.

جهت صحت‌سنجی مدل‌سازی، با توجه به تشابه ساختار و مکانیزم اعمال نیرو در تعیین رفتار کمانشی و واماندگی فشاری لایه‌چینی‌های کامپوزیتی، از نتایج تحقیق اصلاص و شاهین استفاده شده است [۱۱]. در آن مقاله، اثرات اندازه جدایش بین لایه‌ای بر بار کمانشی و بار بحرانی فشاری لایه‌چینی‌های E-glass / اپوکسی بررسی شده است. برای تعیین بار کمانشی صفحات کامپوزیتی مستطیلی در آن مقاله، یک مطالعه عددی و تجربی انجام شده است. برای آزمایشات، صفحات لایه‌چینی با و بدون جدایش از روش لایه‌گذاری دستی تهیه شده‌اند. در فرایند تجربی، بارگذاری صفحات از دو لبه اعمال شده‌اند. همچنین در آن تحقیق، نتایج با نتایج حاصل از نرم‌افزار تجاری ANSYS مقایسه شده‌اند. علاوه بر آن، بارهای واماندگی تحت نیروی فشاری صفحات کامپوزیتی با وجود جدایش با استفاده از آزمون فشاری بدست آمده است. مدل مقاله حاضر پس از شبیه‌سازی با ساختار مورد بررسی در تحقیق اصلاص و شاهین، مورد تحلیل قرار گرفت.

جدول ۳، نتایج صحت‌سنجی مدل‌سازی با مقاله اصلاص و شاهین [۱۱] را نشان می‌دهد. بر آن اساس، مقادیر به‌دست‌آمده تطابق قابل قبولی باهم دارند.

هدف اصلی این پژوهش، پایش سلامت تیر کامپوزیتی نامتقارن با مشخصات ذکرشده است. به همین منظور پس از اطمینان از صحت مدل‌سازی، به شناخت نقاط بحرانی این سازه نیاز است؛ زیرا وجود هرگونه عیب یا آسیب در این نقاط در روند تخریب سازه و تغییر رفتار مکانیکی آن تأثیر بیشتری دارد. نیروهای اصلی وارد بر این تیر، نیروهای خمشی، برشی و نیروی کمانش بوده و در این شبیه‌سازی به بررسی این سه بارگذاری پرداخته شد. ابتدا با شرایط مرزی ذکرشده، تیر تحت بار کمانشی واحد قرار گرفته و نقاط معیار بین لایه‌ای و فوم مشخص می‌گردد. این نقاط، نقاطی هستند که در آن‌ها بار کمانشی بیشترین حساسیت را نسبت به وجود آسیب نشان می‌دهد.

جدول ۳- صحت‌سنجی نتایج

با مرجع [۱۱]

اصلاص و شاهین		حل عددی	شرح
نتایج از مقاله حاضر	تست آزمایشگاهی		
۱۹۸۰	۲۰۲۹	۲۱۷۲	بار کمانشی بدون جدایش میان لایه‌ای (نیوتن)
۱۲۵	۱۳۰	۱۴۰	بار کمانشی ورق دارای جدایش میان لایه‌ای (نیوتن)

روند فوق برای نیروهای خمشی و برشی نیز انجام می‌گردد تا به این وسیله نقاط بحرانی سازه در این نیروها مشخص گردد. با توجه به خواص مختلف لایه چینی‌ها و فوم نیاز است که نتایج به‌صورت جداگانه استخراج گردد تا تمامی نقاط معیار به‌دست آید. نقاط بحرانی

به‌دست‌آمده در سازه را می‌توان به دو دسته تقسیم کرد: نقاط موجود در فوم و نقاط موجود در لایه‌چینی‌ها. در مرحله اول نقاط به‌دست‌آمده ناشی از بار کمانشی در فوم را مشخص کرده و آسیب در آنجا قرار داده می‌شود.

رشد آسیب به‌صورت افزایش درصد حجمی آسیب در نقاط بحرانی بوده و فرض می‌شود که آسیب به سه روش طولی، عرضی و پراکنده رشد می‌کند. در توضیح رشد پراکنده آسیب می‌توان این‌گونه گفت که با ایجاد و رشد اندازه آسیب، گه‌گاه محل نقطه‌ای بحرانی جابه‌جا می‌شود. در رشد آسیب به‌صورت پراکنده، رشد آسیب از حالت خطی خارج شده و آسیب به نقاط بحرانی جدید افزوده می‌شود. خروجی مورد

بررسی برای بار فشاری محوری نیروی بحرانی کمانشی است. با رشد درصد حجمی آسیب در فوم، تغییرات بار کمانشی ثبت می‌گردد. روند مدل‌سازی و رشد آسیب در فوم برای نیروهای خمشی و برشی همانند مدل‌سازی و رشد آسیب در بار کمانشی بوده و تنها اختلاف در موقعیت آسیب‌ها است که به دلیل متفاوت بودن نقاط بحرانی فوم تخت اثر نیروهای متفاوت است. برخلاف بار کمانشی، خروجی مورد بررسی برای نیروهای خمشی و برشی، جابه‌جایی بیشینه است که با رشد آسیب ثبت می‌گردد. در گام بعدی در نقاط معیار فوم، آسیب ایجاد کرده و در هر مرحله با رشد طولی و عرضی آسیب رفتار مکانیکی تیر را که همان جابه‌جایی در نقاط بیشینه جابه‌جایی است مورد بررسی قرار می‌گیرد.

سازه‌های ساندویچی به دلیل استحکام و سختی بالا در مقایسه با وزنشان به‌صورت گسترده در صفت هوافضایی استفاده می‌شوند. به همین دلیل پیش‌بینی آسیب در این سازه‌ها بسیار مهم است. یکی از مهم‌ترین مکانیزم‌های خرابی این سازه‌ها که مانع و عامل محدودکننده استفاده از این مواد در مقیاس وسیع است، جدایی بین لایه‌ای می‌باشد [۱۲]. این در حالی است که سایر مودهای آسیب مانند ترک ماتریس قبل از جدایش لایه‌ای اتفاق می‌افتد، این آسیب‌ها منجر به افزایش افت سفتی و ظرفیت تحمل بار می‌شوند.

جدایش بین‌لایه‌ای ممکن است در اثر تنش‌های بین لایه‌ای ناشی از ناپوستگی‌های مادی و هندسی ایجاد شود. موارد دیگری چون ضربه، تجمع و اشباع شدن ترک ماتریس نیز می‌توانند سبب جدایش لایه‌ای شوند. هرچند جدایش لایه‌ای همواره موجب فروپاشی نهایی سازه نمی‌گردد، اما به‌عنوان بحرانی‌ترین مود آسیب شناخته می‌شود [۱۳].

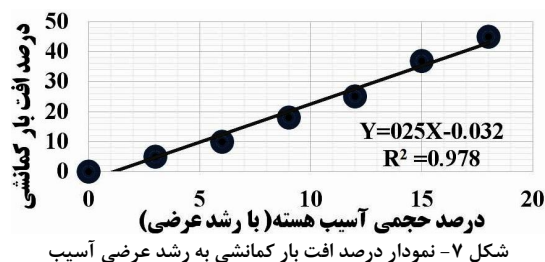
یکی از روش‌های قدیمی و پرکاربرد برای تحلیل جدایش بین لایه‌ای روش‌های مکانیک شکست کلاسیک است؛ اما روش‌های مکانیک شکست دارای محدودیت‌هایی در پیش‌بینی جدایی بین لایه‌ای در مواد مرکب لایه‌ای می‌باشند ازجمله این‌که در روش مکانیک شکست باید یک ترک اولیه در قطعه وجود داشته باشد و به عبارت دیگر مکانیک شکست شروع آسیب‌خوردگی در ماده سالم را نمی‌تواند پیش‌بینی نماید. همچنین مکانیک شکست کلاسیک برای تحلیل رشد ترک نیازمند در نظر گرفتن ملاحظات ویژه‌ای در بکارگیری تکنیک عددی المان محدود است [۱۴].

برای مدل‌سازی جدایش در المان محدود نیاز است که اندازه‌ی المان‌های شبکه‌بندی شده بر روی دو لایه به‌گونه‌ای باشد که بتوان اتصال گره به گره را میان المان‌های لایه‌ها به وجود آورد (شکل ۵). در جایی که جدایش بین لایه‌ها وجود ندارد لایه‌ها به‌صورت اتصال گره به

و ۱۰٪ آسیب هسته میزان بار کمناش بحرانی به ترتیب افت ۵٪ و ۲۵٪ را شاهد خواهد بود.

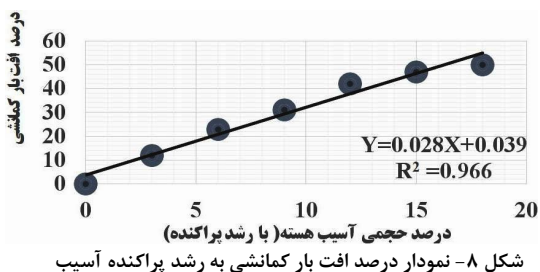
۳-۲-۲- اثر افزایش اندازه آسیب در عرض

شکل ۷، به میزان درصد افت بار کمناش سازه بر اساس اندازه‌ی آسیب با رشد در عرض سازه و در نقاط بحرانی را ارایه می‌کند. با افزایش درصد حجمی آسیب در عرض، بار کمناش بحرانی کاهش می‌یابد به‌طوری‌که در رشد ۴٪ و ۱۲٪ طولی میزان افت بار کمناش به ترتیب ۵٪ و ۲۵٪ درصد است. برای رشد عرضی آسیب بیشینه طولی که آسیب در آن اجازه‌ی رشد دارد معادل عرض تیر در نظر گرفته شد و المان‌های آسیب‌دیده در این بازه به‌صورت رشد عرضی اضافه شدند. به دلیل محدودیت حجمی اعمال‌شده آسیب‌ها نهایتاً تا ۱۲٪ حجم کل رشد داده‌شده است.



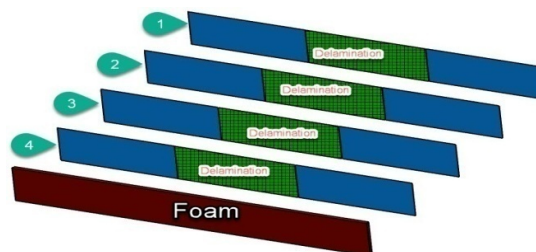
۳-۲-۳- افزایش پراکنده اندازه آسیب

رشد پراکنده آسیب به مرکزیت نقطه‌ی بحرانی تنش و بررسی میزان افت بار کمناش بحرانی در شکل ۸ بررسی شده است. همان‌طور که پیش‌تر از این ذکر گردیده، با رشد اندازه آسیب، محل نقطه‌ی بحرانی عوض می‌شود که در رشد پراکنده‌ی آسیب، آسیب بعدی در محل بحرانی جدید ایجادشده و رفتار مکانیکی سازه مورد بررسی قرار گرفته است.



آسیب‌های پراکنده با توجه به اینکه با درصد حجمی آسیب برابر، فضای بیشتری را نسبت به رشد طولی و رشد عرضی تحت تاثیر قرار می‌دهند و با توجه به محدودیت عرض سازه در جهت طولی رشد بیشتری واقع خواهد شد. نمودار درصد حجمی آسیب به میزان افت بار کمناش با تقریب بسیار خوبی خطی بوده به‌طوری‌که با رشد تقریبی ۱/۵٪ و ۶٪ میزان افت بار کمناش به ترتیب ۵٪ و ۲۵٪ است.

گره به یکدیگر متصل می‌گردند اما در جایی که جدایش وجود داشته باشد لایه‌ها توسط اندرکنش‌ها و تماس بین سطحی با یکدیگر شناخته خواهند شد. روش متداول در طراحی و تخمین اولیه کاربرد نظریه معتبر ساندویچی است به این صورت که مقاومت برش هسته و مقاومت خمش به‌طور جداگانه محاسبه و در عمل یک پوسته‌ی معادل تعریف می‌شود، که سفتی و خمش یکسانی با پوسته ساندویچی دارد [۱۵-۲۱].



شکل ۵- مدل سازی آسیب جدایش

رعایت تعداد و اندازه‌ی المان‌ها به‌منظور اتصال گره به گره میان المان‌های پوسته‌ای و اتصال آن‌ها به فوم امری مهم است. اغلب به‌منظور تطابق اندازه المان‌ها به خاطر نظریه ساندویچی کلاسیک، اجباراً پوسته‌ی کامپوزیتی سه بعدی را به یک پوسته‌ی کامپوزیتی دو بعدی کاهش می‌دهند که این امر باعث نادیده گرفته شدن تنش برشی واقعی در ضخامت می‌گردد و به تبع آن به دلیل ابعاد بزرگ‌تر هسته نسبت به پوسته منجر به تخمین دست بالای سفتی خمشی می‌شود.

۳- نتایج و بحث

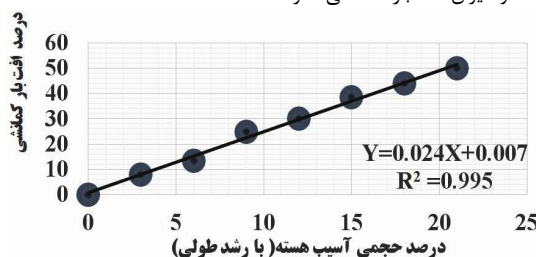
۳-۱- بررسی اثر وجود و اندازه آسیب در هسته

در این بخش، اثرات اندازه‌های پارامترهای هندسی آسیب در هسته بر رفتارهای مکانیکی کمناش و خمش مورد اربایی قرار می‌گیرد.

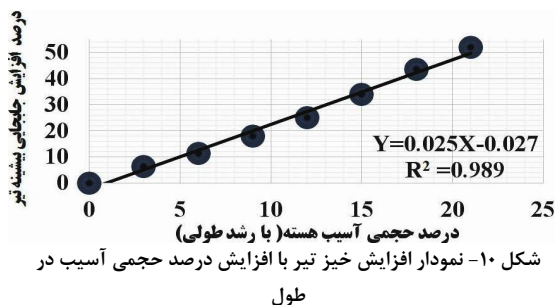
۳-۲- تغییرات رفتار مکانیکی تحت بار کمناشی

۳-۲-۱- اثر افزایش اندازه آسیب در طول

شکل ۶، بیانگر ارتباط بین درصد حجمی آسیب در نقاط بحرانی هسته و میزان افت بار کمناشی سازه است.



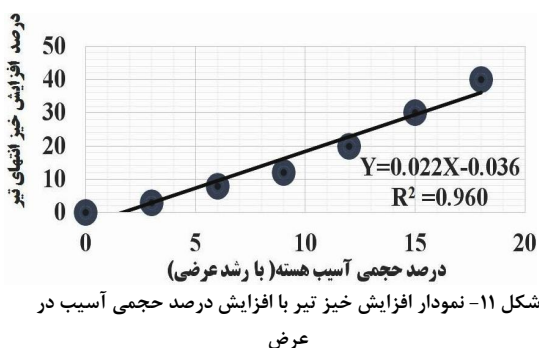
در اینجا رشد آسیب به‌صورت طولی در نظر گرفته‌شده است. به این معنی که آسیب با سطح مقطعی ثابت و رشد در طول سازه باعث افزایش میزان درصد حجمی آسیب می‌شود. خاطر نشان می‌شود که با افزایش درصد حجمی آسیب، در مواردی، موقعیت مکانی نقاط بحرانی عوض می‌شود که در اینجا محل نقاط بحرانی هسته، ثابت فرض شده است. با افزایش درصد حجمی آسیب در راستای طول، میزان بار کمناش بحرانی کاهش چشمگیری می‌یابد به‌طوری‌که با رشد طولی ۲٪



همانند حالت بار کمانشی در طول روند رشد آسیب ممکن است موقعیت مکانی نقطه‌ای بحرانی به‌صورت جزئی تغییر کند که از این تغییر موقعیت صرف‌نظر گردید. رشد آسیب در هسته در راستای طولی باعث افزایش خیز تیر می‌شود به‌طوری‌که درصد آسیب ۵٪ و ۱۰٪ به ترتیب افزایش جابه‌جایی ۱۰٪ و ۲۰٪ را به دنبال خواهد داشت.

۳-۴-۲- افزایش اندازه آسیب در عرض

شکل ۱۱، بیانگر میزان افزایش خیز تیر بر اساس اندازه آسیب با رشد آسیب در عرض سازه و در نقاط بحرانی است.

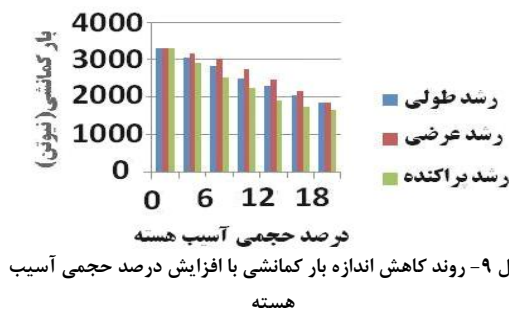


با افزایش درصد حجمی آسیب هسته خیز تیر تحت نیروی خمشی افزایش پیدا می‌کند به‌طوری‌که در درصد آسیب ۷٪ و ۱۲٪ به ترتیب ۵٪ و ۱۰٪ افزایش خیز تیر مشاهده شد. همانند حالت بار کمانشی، به دلیل محدودیت عرض موجود در اندازه‌ی سازه و بیشینه طول آسیب که برابر با عرض سازه است. رشد آسیب بیشتر از ۱۲٪ حجم فوم امکان‌پذیر نیست.

همان‌گونه در قسمت قبل ذکر شد محدودیت عرضی تیر مدل‌سازی شده باعث می‌شود رشد پراکنده‌ی آسیب‌ها در هسته بیشتر جنبه‌ی طولی داشته باشد با این تفاوت که المان‌های معیوب در سطح گسترده‌تری پراکنده شده‌اند.

۳-۴-۳- افزایش پراکنده اندازه آسیب

شکل ۱۲، درصد افزایش جابه‌جایی بیشینه‌ی تیر تحت بار خمشی و رشد پراکنده‌ی آسیب را نشان می‌دهد.



در شکل ۹، بررسی تغییرات اندازه‌ی بار کمانش بحرانی به رشد آسیب در هسته آورده شده است. فارغ از نحوه‌ی رشد آسیب در هسته، ایجاد و رشد هرگونه آسیب در هسته باعث کاهش اندازه‌ی بار کمانش بحرانی می‌شود. حساسیت افت بار کمانش به رشد درصد حجمی آسیب در نقاط بحرانی هسته به‌صورت متمرکز کمتر از افت بار کمانش به رشد درصد حجمی آسیب به‌صورت پراکنده است و این بدان معناست که درصد حجمی آسیب یکسان میزان بار کمانشی بحرانی در آسیب متمرکز کمتر از بار کمانشی بحرانی در آسیب پراکنده است.

حساسیت بار کمانش به رشد طولی آسیب بیشتر از حساسیت بار کمانشی به رشد عرضی است به این معنا که در درصد حجم آسیب یکسان، میزان بار کمانش بحرانی سازه‌ای که آسیب به‌صورت عرضی رشد کرده بیشتر از میزان بار کمانشی سازه‌ای است که آسیب در آن به‌صورت طولی رشد کرده است. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده شیب درصد افت بار کمانشی در حالت رشد پراکنده بیشتر از دو حالت رشد دیگر بود و رشد عرضی آسیب کمترین شیب درصد افت بار کمانشی را داراست.

۳-۴-۳- تغییرات رفتار مکانیکی تحت بار خمشی

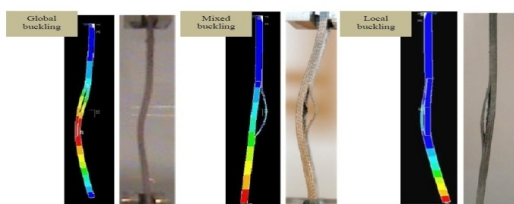
هرگاه تیری تحت خمش خالص قرار گیرد تغییر شکل آن به‌گونه‌ای فرض می‌شود که صفحات عمود بر محور تیر پس از خمش عمود بر محور تیر و به‌صورت مسطح باقی می‌مانند و تنها کمی دوران می‌کنند. این فرض برای تیرهای طویل که نسبت به طول دهانه به عمق آن‌ها زیاد است و تحت لنگر خمشی خالص نیز قرار دارند با تقریب بسیار خوبی صادق است (تیر برنولی). تیر کامپوزیتی مورد تحقیق در این مقاله از نوع برنولی بوده و با توجه به یکسر درگیر بودن آن تحت نیروی گسترده‌ی خمش، انتهای آزاد تیر بیشینه‌ی جابه‌جایی را تحمل می‌کند.

جابه‌جایی انتهای تیر به‌عنوان نمایشگر و برون‌داد رفتار مکانیکی تیر در نظر گرفته شده است. محاسبه‌ی تغییر مکان به‌منظور کنترل سرویس‌دهی سازه و این‌که آیا تغییر مکان در محدوده‌ی مجاز قرار خواهد داشت از نکات حائز اهمیت بررسی است.

۳-۴-۱- افزایش اندازه آسیب در طول

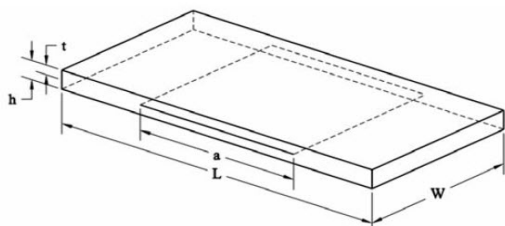
در شکل ۱۰، نمودار درصد افزایش جابه‌جایی بیشینه تیر (خیز انتهای تیر) نسبت به درصد حجمی آسیب در رشد طولی آسیب آورده شده است. آسیب از نقطه بحرانی هسته در بارگذاری خمشی شروع شده و به‌صورت متقارن و با سطح مقطع ثابت در طول سازه رشد داده شده است؛ که این امر باعث افزایش درصد حجمی آسیب می‌شود.

مد کمانشی تعریف می‌شود: کمانش کلی، کمانش محلی و کمانش ترکیبی



شکل ۱۴- کمانش در ساختار

جدا از موقعیت مکانی ایجاد جدایش، جدایش‌هایی با اندازه‌های کوچک صرفاً باعث ایجاد کمانش کلی می‌شود و اندازه‌ی بار کمانش بحرانی را تغییر زیادی نمی‌دهد. اگر آسیب بزرگ باشد و در صفحات میانی کامپوزیت و پایین کامپوزیت و فوم قرار داشته باشد کمانش کلی صورت می‌گیرد. برای جدایش‌های بزرگ و در لایه‌های بیرونی کمانش محلی رخ خواهد داد (شکل ۴).



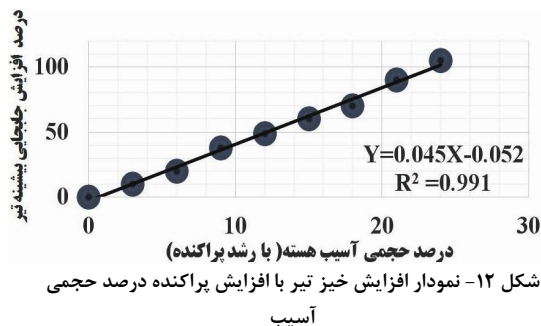
شکل ۱۵- طرحواره محل آسیب در لایه چینی رویه

به‌منظور تحت قانون و قاعده درآوردن نتایج خروجی، مشخصات رویه بالایی تیر به‌صورت پارامتریک مطابق شکل ۱۵، در نظر گرفته‌شده که در آن طول تیر، W عرض تیر و a طول آسیب جدایش است. برای نشان دادن موقعیت مکانی آسیب تیر، از پارامتر t/h استفاده شد که در آن h ضخامت کل رویه و t فاصله محل آسیب از سطح خارجی پوسته است. برای مثال برای نشان دادن این نکته که آسیب بین لایه‌ی اول و دوم قرار دارد از $t/h=0.18$ و برای نشان دادن جدایش بین پوسته و فوم از $t/h=1$ استفاده شده است.

۳-۶-۱- بررسی جدایش بین لایه اول و دوم

شکل ۱۶، به بررسی رفتار مکانیکی سازه با رشد آسیب جدایش می‌پردازد. در این نمودار جدایش بین دولا یه‌ی بالایی در نظر گرفته‌شده و بررسی کاهش میزان بار کمانشی بحرانی در ازای رشد آسیب جدایش انجام شد.

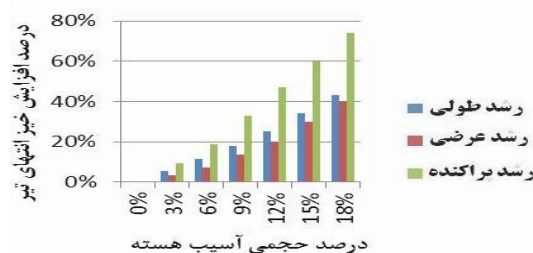
برای تعریف اندازه آسیب از نسبت a/L استفاده شده است که در آن L برابر است با طول اتصال دو لایه به هم و a برابر است با طول جدایش بین لایه‌ی و از آنجا که عرض ناحیه‌ی جدایش برابر با عرض سازه در نظر گرفته‌شده است a/L در واقع نشانه دهنده‌ی مساحت ناحیه‌ی جدایش به مساحت کل اتصال دو سطح در حالت بدون آسیب است.



شکل ۱۲- نمودار افزایش خیز تیر با افزایش پراکنده درصد حجمی آسیب

نمودار، در رشد آسیب ۱٪ و ۳٪ میزان افزایش خیز تیر را به ترتیب ۵٪ و ۱۰٪ نشان می‌دهد.

شکل ۱۳، به بررسی افزایش خیز تیر با توجه به افزایش درصد حجمی آسیب هسته پرداخته‌است. صرف‌نظر از نوع رشد آسیب هرگونه افزایش درصد حجمی آسیب باعث افزایش خیز تیر می‌شود. کمترین نرخ افزایش خیز تیر مربوط به رشد عرضی آسیب در هسته‌ی تیر و بیشترین نرخ متعلق به آسیب پراکنده‌ی تیر است.



شکل ۱۳- روند افزایش خیز تیر با افزایش درصد حجمی آسیب

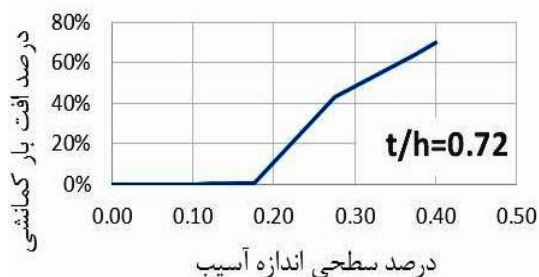
۳-۵- تغییرات رفتار مکانیکی تحت بار برشی

فارغ از اندازه و موقعیت آسیب در هسته‌ی سازه، ایجاد و رشد آسیب تأثیر ناچیزی بر افزایش جابه‌جایی تیر تحت بار برشی داشته‌است، به‌طوری‌که می‌توان از این اختلاف چشم‌پوشی نمود و آن را نادیده گرفت.

۳-۶-۲- بررسی اثر وجود و اندازه آسیب جدایش بین

لایه‌ای تحت بار کمانشی

جدایش بین‌لایه‌ای، از وضعیت‌های (مدهای) مهم آسیب در مواد کامپوزیتی است که بارگذاری‌های رایج مانند بارگذاری سیکلی و عامل خستگی، ضربه‌ی سرعت‌پایین و کیفیت پایین اجرا در فرایند ساخت می‌توانند از عوامل ایجاد آن باشند [۱۲]. وقوع جدایش می‌تواند به میزان قابل‌توجهی استحکام فشاری کامپوزیت‌ها را تحت تأثیر قرار داده و از میزان آن بکاهد. کاهش ظرفیت تحمل بار سازه باعث وقوع کمانش در سازه می‌شود. در نتیجه وقوع کمانش، جدایش گسترش یافته و ظرفیت بار کمانش کاهش بیشتری را تجربه می‌کند. لذا این ساختارهای کامپوزیتی در مقادیر کوچک‌تری از بار کمانش بحرانی کمانش کرده و این مقدار به اندازه و موقعیت جدایش بستگی دارد [۱۶]. برای تیرهای ساندویچی تحت اثر نیروی فشاری محوری، سه



شکل ۱۸- نمودار درصد افت بار کمانشی با افزایش اندازه جدایش بین لایه سوم و چهارم

با رشد آسیب روند کاهش اندازه بار کمانشی بحرانی ادامه یافته و پس از رشد آسیب به ۲۶٪ اندازه بار کمانشی نصف شده است.

۳-۶-۴- بررسی جدایش بین چندلایه پوسته و هسته

نمودار شکل ۱۹، نشان‌دهنده تأثیر اندازه جدایش بین فوم و پوسته بر اندازه بار کمانش بحرانی سازه است.



شکل ۱۹- نمودار درصد افت بار کمانشی با افزایش اندازه جدایش بین چندلایه پوسته و هسته

در شروع ایجاد و رشد آسیب تغییرات اندازه بار کمانش بسیار کم و نامحسوس بوده که این نشان‌دهنده کماتش کلی سازه است تا درصد رشد ۵، آسیب تنها به میزان ۱٪ از بار کمانش بحرانی کاسته شد اما ادامه روند کاهش اندازه بار بحرانی کمانش به این صورت نبوده و در رشد آسیب ۱۰٪ شاهد کاهش ۱۰٪ ی اندازه بار کمانشی است.

هنگامی که رشد آسیب به ۱۵٪ می‌رسد میزان افت بار کمانشی ۳۰٪ است که نشان‌دهنده این است تا مرز ۵٪ رشد آسیب کمانش صرفاً به صورت کلی بوده و بعدازآن به صورت مود ترکیبی درآمد که شامل کمانش کلی و کمانش محلی است. با توجه به روند رشد آسیب‌ها و همین‌طور کاهش اندازه بار کمانش، با افزایش اندازه آسیب بعد از ۵٪ و ایجاد کمانش ترکیبی اثرات کمانش محلی افزایش پیدا کرده و باعث افزایش نرخ کاهش بار کمانش می‌شود.

۴- نتیجه گیری

در این مقاله، پایش سلامت اسپار کامپوزیتی با رویه‌های هیبریدی نامتقارن بر اساس رفتار مکانیکی به روش المان محدود مورد بررسی قرار گرفت. آسیب‌ها در هسته به صورت خواص تضعیف شده و آسیب در پوسته به صورت عدم اتصال گره به گرهی دو سطح در نظر گرفته شده است. با تغییر نوع نیرو همین‌طور ابعاد و موقعیت آسیب با استفاده از نرم‌افزار اجزاء محدود آباکوس، نمودار این تغییرات نسبت به تغییرات رفتار مکانیکی به دست آمده است. نتایج نشان می‌دهند که:



شکل ۱۶- نمودار درصد افت بار کمانشی با افزایش اندازه جدایش بین لایه اول و دوم

برای جدایش در این ناحیه تا زمانی که آسیب کوچک است "کوچک‌تر از ۲/۵٪"، اندازه بار کمانش با کمانش کلی تقریباً برابر است و این نشان‌دهنده این موضوع است که کمانش همچنان به صورت کلی واقع می‌شود اما هنگامی که اندازه آسیب به ۳٪ طول اتصال می‌رسد افت محسوس بار کمانش مشاهده می‌گردد که نشان‌دهنده وقوع کمانش محلی است. روند کاهش میزان بار کمانشی بحرانی همچنان ادامه دارد و با افزایش سطح جدایش، بار کمانش کاهش می‌یابد.

۳-۶-۲- بررسی جدایش بین لایه دوم و سوم

شکل ۱۷، اثرات ایجاد و رشد جدایش بین لایه‌های دوم و لایه‌ی سوم بر کاهش اندازه بار کمانش بحرانی را نشان می‌دهد. با ایجاد و شروع رشد جدایش در بین این لایه‌ها میزان بار کمانشی بحرانی به میزان اندکی کاهش می‌یابد به طوری که با رشد آسیب ۵٪ و ۱۰٪ کاملاً نامحسوس بوده به طوری که می‌توان آن را نادیده گرفت و بعد از رشد آسیب به ۱۵٪ تنها ۱٪ از اندازه بار کمانشی سازه بدون آسیب کاسته شده است؛ اما هنگامی که اندازه آسیب به ۱۸٪ درصد می‌رسد ناگهان بار کمانشی افت کرده و تقریباً به نصف مقدار اولیه و بدون آسیب خود می‌رسد که نشان از شروع کمانش محلی دارد.



شکل ۱۷- نمودار درصد افت بار کمانشی با افزایش اندازه جدایش بین لایه دوم و سوم

۳-۶-۳- بررسی جدایش بین لایه سوم و چهارم

شکل ۱۸، نشان‌دهنده میزان کاهش بار کمانشی با رشد جدایش بین لایه‌های دوم و لایه‌های سوم و چهارم است. کاهش بار کمانشی همان‌طور تا رشد ۱۸٪ ی آسیب بسیار کم بوده و می‌توان از آن چشم‌پوشی کرد و این نشان‌دهنده کمانش کلی است.

- [8] Giurgiutiu V., *Vibration Fundamentals in Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors*, Chater 3(Second Edition), Academic Press: Oxford. pp.51-143, 2014.
- [9] Giurgiutiu V., *Piezoelectric Wafer Active Sensors – PWAS Transducers*, in *Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors*, Chapter 7(Second Edition, Academic Press: Oxford. pp. 357-39, 2014.
- [10] Yazdani M., Rahimi H., Afaghi khatibi A. and Hamzeh S., An experimental investigation into the buckling of GFRP stiffened shells under axial loading, *Scientific Research and Essay, Academic Journals*, Vol. 4, No. 9, pp.914-920, 2009.
- [11] Aslan, Z. and Şahin M., Buckling behavior and compressive failure of composite laminates containing multiple large delaminations. *Composite Structures*, Vol. 89, No.3, pp.382-390, 2009.
- [12] Giurgiutiu V., *Fundamentals of Aerospace Composite Materials*, in *Structural Health Monitoring of Aerospace Composites*, Chapter 2, Academic Press: Oxford. pp. 25-65, 2016.
- [13] Cvitkovich M.K., Krueger R., O'Brien T.K. and Minguet P.J., Debonding in Composite Skin/Stringer Configurations Under Multi-Axial Loading. *Proceedings of the 13th Annual Technical conference on Composite Materials*, Baltimore, Maryland, September 21-23, 1998.
- [14] Riccio A., A numerical procedure for the simulation of skin-stringer debonding growth in stiffened composite panels, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 39: pp. 307-314, 2014.
- [15] Wagner W. and Balzani C., Simulation of delamination in stringer stiffened fiber-reinforced composite shells. *Computers & Structures*, Vol. 86, No.9, pp. 930-939, 2008.
- [16] Yazdani M., Analysis of effective parameters on the buckling of grid stiffened composite shells based on first order shear deformation theory, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No.10, 2013.
- [17] Barthes C., Rebillat M., Mosalam K. and Mechbal N., On-board Decision Making Platform for Structural Health Monitoring. *International Workshop on Structural Health Monitoring*, Palo Alto, United States. Structural Health Monitoring pp.1-8, Sep 2017.
- [18] Nazih Mechbal N., Rebillat M., Damage indexes comparison for the structural health monitoring of a stiffened composite plate. A. Güemes, A. Benjeddou J. Rodellar and Jinsong Leng. *8th ECCOMAS Thematic Conference on Smart Structures and Materials (SMART 2017)*, Jun 2017, Madrid, Spain. *8th Conference on Smart Structures and Materials SMART 2017*, pp.436-444, 2017..
- [19] Yajie S., Feihong G., Sai J. and Lihua W., Composite Plate Phased Array Structural Health Monitoring Signal Reconstruction Based on Orthogonal Matching Pursuit Algorithm, *Journal of Sensors*, Article ID 3157329, 7 pages, <https://doi.org/10.1155/2017/3157329>, 2017.
- [20] Shah H., Balasubramaniam K. and Rajagopal P., In-situ process- and online structural health-monitoring of composites using embedded acoustic waveguide sensors, *Journal of Physics Communications*, Vol.1, No.5, 2017.
- [21] Masango T.P., Philander O. and Msomi V., The Continuous Monitoring of the Health of Composite Structure, *Journal of Engineering*, (Article ID 8260298, <https://doi.org/10.1155/2018/8260298>), 2018.
- [22] Loh C.H., Wen H., Tu Y.C., Lin J.H. and Kuo T.J., Vibration-based damage assessment of structures using signal decomposition and two-dimensional visualization techniques, *Journal of Structural Health Monitoring*, Vol. 18, No.4, pp.: 991-1009, 2019.
- [23] Giagopoulos D., Arailopoulos A., Dertimis V., Papadimitriou C., Chatzi B. and Grompanopoulos K., Fatigue damage estimation using vibration measurements and finite element model updating, *Journal of Structural Health Monitoring*, Vol. 18, No.4, pp.: 1189-1206, 2019.

- وجود هرگونه آسیب در هسته فارغ از اندازه آن در کاهش بار کمانشی بحرانی، چشمگیر و حایز اهمیت است.
- حساسیت افت بار کمانشی به رشد طولی آسیب در هسته بیشتر از رشد عرضی آن آسیب است.
- در اندازه حجمی یکسان آسیب هسته، رشد پراکنده آسیب بیشترین میزان افت بار کمانشی را به همراه دارد.
- وجود هرگونه آسیب در هسته باعث افزایش قابل توجه بیشینه خیز تیر در بار خمشی می‌شود.
- تحت بار خمشی و با درصد حجمی آسیب یکسان، وجود پراکندگی آسیب بیشترین تأثیر را بر افزایش خیز تیر دارد.
- تحت بار خمشی، گسترش ناحیه آسیب با رشد طولی، تغییرات بیشتری در رفتار مکانیکی نسبت به رشد عرضی را نشان می‌دهد.
- وجود هرگونه آسیب در هسته تحت نیروی برشی بر روی رفتار مکانیکی سازه تأثیر ناچیزی دارد به نحوی که این تغییرات قابل چشم پوشی است.
- ایجاد و رشد آسیب جدایش، کاهش عمده در بار بحرانی کمانشی سازه را نتیجه می‌دهد.
- میزان کاهش بار بحرانی کمانشی به شدت تابعی از اندازه و موقعیت جدایش است..
- در اندازه آسیب یکسان، میزان افت بار کمانشی برای آسیب جدایش بین لایه‌های خارجی بیشتر از آسیب در لایه‌های میانی است.
- حساسیت میزان افت بار کمانشی به موقعیت مکانی آسیب بیشتر از حساسیت به اندازه‌ی آسیب است.
- افزایش اندازه آسیب جدایش، علاوه بر کاهش میزان بار کمانشی بحرانی، موجب تغییر در مودهای مختلف کمانش نیز می‌شود.

۵- مراجع

- [1] The official website of *National Aeronautics and Administration of the United States of America*, Available from: www.nasa.gov.
- [2] Roesner H. and Speckmann H., Structural Health Monitoring: A contribution to the intelligent Aircraft Structure, *9th European Conference on NDT, Berlin, Germany, ECNDT 2006*, September 2006.
- [۳] پورعبدالله قهقرخی و، حاجی ابوطالبی ف، بهشتی ح. و ربیعان نجف آبادی ح، مقایسه سه معیار شکست مواد مرکب با استفاده از آزمون بارگذاری بال هواپیما، *مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز*، د. ۴۸، ش. ۲، ص. ۵۵-۶۴، ۱۳۹۷.
- [۴] تبریزیان ز، حسینعلی بیگی م. و امیری غ، تشخیص آسیب در سازه‌های فلزی با استفاده از اطلاعات خیز استاتیکی و الگوریتم ژنتیک، *مجله مدل‌سازی در مهندسی*، د. ۱۳، ش. ۴۱، ص. ۱۴۷-۱۵۸، ۱۳۹۴.
- [۵] مهرداد شکریه م. و زین الدینی ا، مدل‌سازی چقرمگی شکست تورق مود ترکیبی I و II در نمونه یکسرگردار دو لبه نامتقارن کامپوزیت‌های لایه‌ای، *مجله مدل‌سازی در مهندسی*، د. ۱۳، ش. ۴۱، ص. ۱-۱۱، ۱۳۹۴.
- [6] Diamanti K. and Soutis C., (2010), Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 46, No.8, pp. 342-352, 2010.
- [7] Bao X. and Chen L., Recent Progress in Distributed Fiber Optic Sensors. *Sensors, Journal of Sensors*, Vol. 12, No.7, pp.10-86, 2012.