مجله مهندسی مکانیک مدرس، آبان 1396، دوره 17، شماره 8، ص‌ص 313-322

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

تشخیص مود تخریب و تعیین مود غالب در تخریب پیش‌رونده در اثر ضربه سرعت بالا روی چندلایه‌های کامپوزیتی بافته شده

محمد میر[1]، هادی صبوری[2*]

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه خوارزمی، تهران

2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه خوارزمی، تهران

* تهران، صندوق پستی 15719-14911، h_sabouri@khu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 03 اردیبهشت 1396

پذیرش: 10 تیر 1396

ارائه در سایت: 20 مرداد 1396

کلید واژگان:

تخریب پیشرونده

مود غالب تخریب

وقوع چند مود تخریب

تغییر مود تخریب

ضربه پرسرعت

چکیده

در این پژوهش، به‌منظور بررسی تخریب پیشرونده در چند لایه‌های کامپوزیتی از روش المان محدود استفاده شده است. روابط حاکم بر تخریب پیش‌رونده در میدان تنش و کرنش سه‌بعدی بر اساس مدل‌های شروع تخریب هاشین و گسترش خرابی ماتزنمیلر، نوشته شده و بر اساس آن، یک مدل مادی در نرم‌افزار ال‌اس- داینا تهیه گردیده است. این مدل مادی، توانایی شبیه‌سازی مودهای مختلف تخریب از جمله خرابی الیاف در کشش یا فشار، تخریب برشی داخل صفحه، له‌شدگی و لایه‌شدگی را دارا می‌باشد. با استفاده از مدل مادی تهیه شده، ضربه پرسرعت روی چندلایه‌های بافته‌شده، مورد تحلیل قرار گرفته است. الگوی تخریب، سرعت حد بالستیک، رشد پارامتر تخریب در مودهای مختلف خرابی، وقوع چند مود تخریب در یک المان و کاهش مدول ماده کامپوزیتی و نرم‌شوندگی آن بر حسب زمان برخورد، تحلیل گردیده است. همچنین ضمن بررسی اثر ضربه بر میزان رشد خرابی نقاط نزدیک به میدان و دور از میدان، تخریب کلی و یا جزئی در نقاط مختلف ماده کامپوزیتی، مورد مطالعه قرار گرفته است. بر مبنای نتایج به‌دست آمده، تعداد لایه‌های صفحه کامپوزیتی و ضخامت آن، عامل مهمی در چگونگی پاسخ‌ها می‌باشد. همچنین مشاهده شد که یک المان مادی در حال تخریب، ممکن است با رشد پارامتر تخریب، دچار تغییر مود خرابی گردد.

Failure Mode Characterization and Dominant Mode Determination in Progressive Damage Due to High Velocity Impact on Woven Composite Laminates

Mohammad Mir, Hadi Sabouri*

Mechanical Engineering, Kharazmi University, Tehran, Iran

* P.O.B. 15719-14911, Tehran, Iran, h_sabouri@khu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 23 April 2017

Accepted 01 July 2017

Available Online 11 August 2017

Keywords:

Progressive damage

Dominant failure mode

Multi-mode of damage

Change of the damage mode

High velocity impact

ABSTRACT

In this research, the finite element method has been utilized for investigation of the progressive damage in composite laminates. Governing equations on progressive damage in three dimensional stress and strain field have been expressed based on Hashin's onset of damage and Matzenmiller's progression of failure. The damage equations were coded to make a material model in LS-Dyna. This model could simulate various damage modes such as fiber breakage due to tension or compression, failure due to in-plane shear, crushing and delamination. High velocity impact on woven composite laminates has been analyzed using this material model subroutine. Damage pattern, ballistic limit velocity and growth of damage parameter in different failure modes have been investigated. Also, the occurrence of multi-mode damage at an element and degradation of the elastic modulus of the composite material and its softening were studied. In addition, the effect of impact on damage growth at near field and far field of the impact zone, as well as complete or partial damage of the composite laminate have been investigated. Based on outcomes, the number of plies plies is the plural of ply of composite laminate and its thickness has an important role on the manner of the results. Also, for a damaged element, change of failure mode by growth of the damage parameters was observed.

1- مقدمه

پس از ساخت قطعات کامپوزیتی صنعتی، پدیده تخریب در آنها مورد توجه محققان بوده است. مطالعه تخریب در بارگذاری دینامیکی و ضربه‌ای کامپوزیت‌ها، از اهمیت زیادی برخوردار است. تئوری‌های تخریب ارائه شده برای این مواد نظیر ماکزیمم تنش، ماکزیمم کرنش، تسای- هیل، تسای- وو، هافمن و ... تنها آستانه وقوع اولین تخریب در این مواد را پیش‌بینی نموده و اظهار نظر چندانی در مورد باربری و مقاومت نهایی سازه کامپوزیتی نمی‌نمایند. محاسبه مقاومت نهایی سازه، در مقوله طراحی در برابر بارهای ضربه‌ای، بسیار مهم است. برای درک بهتر پدیده تخریب، می‌بایست در هر مرحله چگونگی و میزان آسیب وارد بر قطعه کامپوزیتی مشخص شود. به بیان دیگر، لازم است که تخریب به صورت پیشرونده مورد بررسی قرار گیرد. بدین منظور، تشخیص مود تخریب، و یا احیاناً تعیین مود غالب در بین مودهای رخ

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

M. Mir, H. Sabouri, Failure Mode Characterization and Dominant Mode Determination in Progressive Damage Due to High Velocity Impact on Woven Composite Laminates, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 8, pp. 313-322, 2017 (in Persian)

داده شده و همچنین تغییرات احتمالی مود غالب تخریب در حین پیشرفت خرابی، ضروری می‌باشد. همچنین اثرات سرعت لحظه‌ای بارگذاری بر روی خواص مواد، می‌بایست در نظر گرفته شود.

پژوهش‌های انجام گرفته در این زمینه، شامل شناسایی و تفکیک مود تخریب و چگونگی رفتار ماده کامپوزیتی پس از اولین تخریب (در شرایط پیشرفت تخریب) می‌باشد:

در حوزه شناسایی و تفکیک مود تخریب، معیار هاشین [1] دارای اهمیت زیادی می‌باشد. طبق نظر هاشین، استفاده از معیار تعاملی[1] یک‌ضابطه‌ای برای پیش‌بینی آستانه تخریب ماده کامپوزیتی، نامناسب بوده و می‌بایست چند مود شروع خرابی را به‌شکل هم‌زمان درنظر گرفت. بر این اساس، چهار مود تخریب کششی الیاف، تخریب فشاری الیاف، تخریب عرضی ماده کامپوزیتی تحت بار کششی و تخریب عرضی تحت بار فشاری، به‌عنوان مودهای خرابی تک‌لایه الیاف‌پیوسته یک‌جهته کامپوزیتی بیان می‌گردند. در چندلایه‌های الیاف پیوسته یک‌جهته، این چهار مود برای هر یک از لایه‌ها به‌همراه مود تخریب لایه‌شدگی، آستانه وقوع تخریب را مشخص می‌نماید.

یکی از نخستین فعالیت‌های انجام گرفته در زمینه تحلیل تخریب پیش-رونده، مدل چانگ- چانگ [2] است. این مدل، جهت بررسی رشد تخریب پیش‌رونده و به‌روز رسانی ضرائب مکانیکی صفحات چندلایه متقارن کامپوزیتی گرافایت/ اپوکسی دارای بریدگی دایروی، تحت بار کششی ارائه گردید. یکی از محدودیت‌های اصلی این مدل، دوبعدی بودن آن بود. به‌تعبیر دیگر، تنش‌های خارج صفحه در محاسبات آن، وارد نشده و تنها برای بارگذاری‌های داخل صفحه در شرایط تنش صفحه‌ای قابل اعمال می‌باشد. از سوی دیگر، محدود بودن اعمال روابط کاهش خواص مکانیکی به مدول طولی و مدول برشی تک‌لایه کامپوزیتی، از دقت آن می‌کاست.

مدل ارزشمند ارائه شده توسط ماتزنمیلر و همکاران [3] که با استفاده از معیارهای چند ضابطه‌ای تخریب هاشین، آستانه شروع خرابی را تعیین می-نمود، توانایی بررسی رفتار ماده کامپوزیتی در شرایط پیشروی خرابی را نیز دارا بود. این مدل، برای سیستم تنش‌های صفحه‌ای بیان گردیده و افت خواص مکانیکی با پیشروی تخریب را بر اساس توابع نمایی حاصل از پتانسیل خرابی بیان می‌نمود.

مدل دوبعدی تخریب پیشنهاد شده ماتزنمیلر توسط تیم تحقیقاتی علم مواد[2] دانشگاه دِلوِر به شرایط سه‌بعدی تنش‌ها برای کامپوزیت‌های تک‌جهته و بافته‌شده تعمیم داده شد. حاصل این فعالیت‌ها به‌فرم مدل مادی 162 در نرم‌افزار اجزاء محدود ال‌اس- داینا با مجوز اختصاصی این تیم قرار گرفت. کارهای انجام شده به‌وسیله ین [4]، زیاو و همکاران [5] و گاما و گیلسپیه [7,6] از جمله این پژوهش‌ها می‌باشد که در زمینه برش پانچ و ضربه پرسرعت روی کامپوزیت‌های بافته‌شده الیاف شیشه انجام شده است.

علاوه بر بهره‌برداری‌های انجام شده از مدل‌های تخریب پیش‌رونده کامپوزیت‌ها در زمینه نفوذ و ضربه، استفاده‌های دیگری از این مدل‌ها در سایر زمینه‌های مهندسی انجام گرفته است که می‌توان به‌موارد زیر اشاره نمود:

مدلی توسط دونادون و همکاران [8] برای بررسی تخریب پیش‌رونده در چندلایه‌های کامپوزیتی الیاف پیوسته تک‌جهته کربن/ اپوکسی بر مبنای مکانیک تخریب پیوسته ارائه گردید. این مدل با درنظرگیری اثر اتلاف انرژی متناظر با هریک از مودهای تخریب، پارامتر خرابی هر مود را تعریف می‌نمود. درنظرگیری رفتار غیرخطی برش داخل و خارج صفحه، از نقاط قوت این مدل بود.

انجام آزمایش‌های کشش و فشاری طولی و عرضی داخل صفحه و همچنین برش داخل صفحه در نرخ کرنش‌های استاتیکی و دینامیکی متوسط و ارائه مدل‌هایی برای رفتار مکانیکی کامپوزیت شیشه / اپوکسی، به‌وسیله شکریه و امیدی [9] انجام گرفت. سپس با استفاده از روابط حاکم بر تخریب پیش‌رونده داخل صفحه، کشش دینامیکی صفحات کامپوزیتی و ضربه محوری روی استوانه‌های کامپوزیتی، تحلیل گردید.

پیاده‌سازی مدل سه‌بعدی تخریب پیش‌رونده در اتصالات پیچی صفحات کامپوزیتی در میدان بارگذاری کششی، توسط سپرس و همکاران [10] و مک‌کارتی و همکاران [11] انجام گرفت. در شبیه‌سازی انجام شده تحلیل تنش، تحلیل شکست وکاهش خواص مکانیکی مورد توجه قرارگرفت و اثرات موقعیت پیچ‌ها، فاصله طولی آنها و اصطکاک بر تجمع آسیب و استحکام باقی مانده بررسی گردید. همچنین اثر ایجاد مودهای مختلف تخریب برحسب نسبت ابعاد هندسی اتصال (نسبت عرض صفحه به قطر سوراخ و فاصله نسبی قطر سوراخ تا لبه صفحه) بر مودهای متفاوت تخریب ماتریس، شکست الیاف، شکست برشی الیاف و ماتریس و لایه‌شدگی مورد بررسی قرار گرفت.

همچنین عبادی رجلی و مختاری [12] به بررسی تخریب پیش‌رونده در اتصالات کامپوزیتی پیچ‌شده پرداختند. ترکیب استفاده از المان‌های جامد و پوسته‌ای و یا به‌کارگیری ترکیبی المان‌های پوسته‌ای و تیر برای تحلیل نقاط نزدیک و دور از ناحیه اتصال، مفید ارزیابی گردید.

مدل‌سازی مکانیک برش متعامد در فرایند ماشینکاری چندلایه‌های کامپوزیتی تک‌جهته الیاف کربن به‌وسیله سانتیوس و همکاران [13] انجام گردید. معادلات اجزاء محدود حاکم بر فرایند تخریب پیش‌رونده ایجاد شده توسط ابزار برشی در دوحالت دوبعدی و سه‌بعدی پیاده‌سازی شد. مقایسه انجام‌گرفته بین نتایج دو روش، بر لزوم استفاده از تحلیل سه‌بعدی به‌منظور مشاهده کامل مودهای تخریب و برآورد بهتر نیروهای ماشینکاری تأکید می-نمود.

استفاده از الگوریتم تخریب پیش‌رونده برای تعیین ظرفیت حدی لوله-های الیاف‌پیچی شده در بارگذاری‌های فشار خارجی و لهیدگی شعاعی، توسط آلمیدا و همکاران [15,14] انجام گرفت. در این پژوهش‌ها، اثر زوایای پیچش بر فروریزی لوله‌ها، مورد توجه قرار گرفت.

در بسیاری از موارد کاربردی، تعیین ظرفیت نهایی یک قطعه یا سازه کامپوزیتی تا انهدام کامل، جهت استفاده بهینه از آن ضروری می‌باشد. بدین منظور، استفاده از روش تخریب پیش رونده برای بررسی رفتار سازه پس از اولین تخریب و بعد از تخریب‌های متوالی مفید خواهد بود. یک المان ماده کامپوزیتی می‌تواند مودهای مختلفی از تخریب را در حین دوره بارگذاری تا گسیختگی نهایی، تجربه کند. بنابراین، در ابتدای هر مرحله از تحلیل تخریب پیشرونده بایستی مود تخریب غالب در آن مرحله، مورد شناسایی قرار گرفته و تغییر احتمالی مود تخریب مد نظر قرار گرفته شود. همچنین لازم است احتمال یا هم‌زمانی وقوع چند مود تخریب درنظر گرفته شود. بدین منظور می‌بایست کلیه پارامترهای تخریب در هر گام زمانی، محاسبه شده و مود تخریب غالب، یعنی مودی که دارای بیشترین مقدار پارامتر تخریب می‌باشد، وارد محاسبات گردد. از سوی دیگر، همان‌گونه که در نتایج ارائه خواهد شد، امکان تغییر مود تخریب نیز وجود دارد، بدین معنا که ممکن است در یک المان مادی، تا مقدار مشخصی از باربری و پیشرفت تخریب، در مود مشخصی

[1] interactive
[2] Material Science Corporation (MSC)

اتفاق افتاده و پس از آن، تخریب دچار تغییر مود شده و ادامه پیشرفت خرابی، در مود دیگری انجام گردد. در پژوهش‌های منتشر شده در این زمینه، تا کنون اشاره‌ای به هم‌زمانی مودهای تخریب، مود غالب و تغییر مود تخریب در اثر پیشرفت آن نگردیده و این مقاله، به‌بررسی پارامترهای فوق در مسأله ضربه سرعت بالا روی هدف کامپوزیتی بافته شده خواهد پرداخت.

همان گونه که پیشتر اشاره شد، یک مدل تخریب پیشرونده برای کامپوزیت‌ها مدل‌مادی 162 در ال‌اس‌داینا می‌باشد. اما به علت عدم دسترسی به آن در نسخه‌های موجود، در قالب مدل‌مادی تعریف شده به وسیله کاربر برنامه نویسی گردیده، و از این طریق تخریب پیشرونده توسط نرم افزار فوق شبیه‌سازی شده است.

2- معیارهای تخریب

برای تشخیص آستانه اولین تخریب از معیار اصلاح شده هاشین [1] و برای بررسی پیشروندگی تخریب از روابط ماتزنمیلر [3] استفاده شده است.

2-1- مودهای تخریب هاشین

طبق معیار هاشین چهار مود تخریب برای کامپوزیت‌های الیاف پیوسته وجود دارد که عبارتند از:

مود اول، شکست الیاف است که عمدتاً به علت تنش کششی نرمال در جهت الیاف می‌باشد. در این مود، تخریب از یکی از الیاف شروع شده و الیاف گسیخته شده، از ماتریس جدا گردیده و حفره‌هایی مابین دو انتهای الیاف شکسته شده، ایجاد می‌گردد. دریک ماده پیوسته و همگن در دوسر ناحیه تخریب شده، کرنش‌ها به سرعت رشد می‌کند در حالی که کرنش‌ها در خارج از این دو منطقه کاهش یافته و باربرداری اتفاق می‌افتد. پس از پشت سر-گذاشتن کرنش شکست ذرات پیوسته در ناحیه تخریب شده متحمل یک سری آسیب و یک حالت توالی تخریب تحت رشد کرنش‌ها می‌گردد [3,1].

مود دوم، کمانش و تابیدگی الیاف است که همراه با تکه‌تکه شدن ماتریس می‌باشد و در آزمایش فشار تک محوره در جهت الیاف مشاهده می-گردد. در برخی از موارد، گیسختگی طولی به عنوان وضعیت دیگری از شکست فشاری مشاهده می‌گردد که دلیل آن تنش کششی عرضی ناشی از اختلاف ضریب پواسون بین الیاف و ماتریس و ضعف اتصال سطحی بین ماتریس و الیاف می‌باشد. میکرو کمانش الیاف، با کمانش یکی از آنها شروع گردیده و سبب درگیری تعداد دیگری از الیاف شده؛ بطوری که ناحیه تخریب در بخش منحرف‌شده انتشار می‌یابد [3,1].

مود سوم، ترک خوردگی ماتریس تحت بار کشش عرضی و برشی می-باشد. شکست در مود سوم یعنی هنگام وقوع ترک خوردگی ماتریس به استحکام کششی عرضی و همچنین استحکام برشی چند لایه وابستگی زیادی دارد [3,1].

مود چهارم، شکست ماتریس تحت فشار عرضی و برش می‌باشد. تنش-های کششی موضعی در رزین، به‌خاطر اختلاف ضریب پواسون میان الیاف و رزین تولید می‌گردد. به‌علاوه، پدیده فشردگی الیاف در همسایگی یکدیگر، در ایجاد ترک‌های ریز در رزین مؤثر است. با افزایش کرنش‌های برشی، راستای رشد ترک به سمت امتداد فصل مشترک میان الیاف و رزین متمایل می‌گردد. خردشدگی رزین به دلیل هر دو اثر بوده و الیاف نیز دچار آسیب کمی می-گردند. ماتریس سفتی کامپوزیتی که رزین آن در این مود دچار ترک‌خوردگی شده است، در راستای الیاف ماده، کاهش می‌یابد[3,1].

2-2- تعمیم معیارهای تخریب هاشین به کامپوزیت‌های بافته شده: آستانه تخریب

معیارهای تخریب هاشین (که برای تک‌لایه یک‌جهته ارائه گردیده است) جهت بررسی تخریب در کامپوزیت‌های بافته‌شده دوبعدی برحسب مؤلفه‌های کرنش تعمیم داده شده است [6,5,1]. مودهای تخریب عبارتد از:

تخریب مود کششی/ برشی الیاف تار و پود از برهم‌نهی مربعات کرنش-های محوری وکرنش‌های برشی در جهت ضخامت به صورت زیر داده می‌شود:

$$f_1 - r_1^2 = \left(\frac{E_a\langle\varepsilon_a\rangle}{S_{\mathrm{AT}}}\right)^2 + \left(\frac{G_{ca}\varepsilon_{ca}}{S_{\mathrm{AFS}}}\right)^2 - r_1^2 = 0 \qquad \text{(الف -1)}$$

$$f_2 - r_2^2 = \left(\frac{E_b\langle\varepsilon_b\rangle}{S_{\mathrm{BT}}}\right)^2 + \left(\frac{G_{bc}\varepsilon_{bc}}{S_{\mathrm{BFS}}}\right)^2 - r_2^2 = 0 \qquad \text{(ب -1)}$$

این معیارها وقتی که مقادیر ε_a یا ε_b مثبت‌اند قابل اجرا می‌باشند. پارامترهای آستانه تخریب، قبل از اولین تخریب (جوانه‌زنی تخریب) مقداری برابر با یک داشته و پس از انباشتگی یا انتشار خرابی، به‌مقادیری بیش از واحد به‌روز رسانی خواهند شد [5,4]. همچنین فرض می‌شود که [16]:

$$S_{\mathrm{BFS}} = S_{\mathrm{FS}} \times S_{\mathrm{BT}}/S_{\mathrm{AT}} \qquad \text{(الف -2)}$$

$$S_{\mathrm{AFS}} = S_{\mathrm{FS}} \qquad \text{(ب -2)}$$

زمانی که مقادیر ε_a یا ε_b فشاری است فرض می‌شود که تخریب فشاری در صفحه در جهات تار و پود با استفاده از معیار ماکزیمم کرنش بدست خواهد آمد که به فرم زیر می‌باشد:

$$f_3 - r_3^2 = \left(\frac{E_a\langle\varepsilon'_a\rangle}{S_{\mathrm{AC}}}\right)^2 - r_3^2 = 0 \qquad \text{(الف -3)}$$

$$\varepsilon'_{\mathrm{a}} = -\varepsilon_{\mathrm{a}} - \langle-\varepsilon_{\mathrm{C}}\rangle\frac{\mathrm{E_C}}{\mathrm{E_a}} \qquad \text{(ب -3)}$$

$$f_4 - r_4^2 = \left(\frac{E_b\langle\varepsilon'_b\rangle}{S_{\mathrm{BC}}}\right)^2 - r_4^2 = 0 \qquad \text{(ج -3)}$$

$$\varepsilon'_b = -\varepsilon_b - \langle-\varepsilon_C\rangle\frac{E_C}{E_b} \qquad \text{(د -3)}$$

در این روابط، اثر کرنش فشاری در جهت ضخامت بر روی تخریب فشاری در صفحه در نظرگرفته شده است.

زمانی که سازه‌های کامپوزیتی تحت اثر ضربه عرضی قرار می‌گیرند؛ معمولاً تنش‌های فشاری بالایی در ناحیه ضربه و تنش‌های برشی قابل ملاحظه‌ای در ناحیه بین ضربه‌زننده و سازه کامپوزیتی اتفاق می‌افتد. در حالی‌که تخریب برشی پانچ الیاف ناشی از این تنش‌های برشی می‌تواند از روابط (1) محاسبه شود؛ تخریب له شدگی[1] ناشی از فشار در جهت ضخامت با استفاده از رابطه زیر مدل می‌گردد:

$$f_5 - r_5^2 = \left(\frac{E_c\langle\varepsilon_c\rangle}{S_{\mathrm{FC}}}\right)^2 - r_5^2 = 0 \qquad (4)$$

یک لایه با بافت ساده ممکن است تحت اثر تنش برشی داخل صفحه تخریب گردد. در این مود تخریب، الیاف تقریباً سالم بوده و شرایط تخریب، تمایل بیشتری به ماتریس دارد. تخریب درون صفحه، از رابطه زیر بیان می‌گردد:

$$f_6 - r_6^2 = \left(\frac{G_{\mathrm{ab}}\varepsilon_{\mathrm{ab}}}{S_{\mathrm{AB}}}\right)^2 - r_6^2 = 0 \qquad (5)$$

مود شکست دیگری که ناشی از برهم نهی کرنش‌های در جهت ضخامت (تنش‌های در جهت ضخامت) بوده و انتظار می‌رود یک مود شکست عمده برای سازه‌های کامپوزیتی باشد، لایه‌شدگی بوده و بدین ترتیب بیان می‌گردد:

$$f_7 - r_7^2 = S^2\left\{\left(\frac{E_C\langle\varepsilon_C\rangle}{S_{\mathrm{CT}}}\right)^2 + \left(\frac{G_{\mathrm{bc}}\varepsilon_{bc}}{S_{\mathrm{BC}}+S_{\mathrm{SR}}}\right)^2 + \left(\frac{G_{\mathrm{ca}}\varepsilon_{ca}}{S_{\mathrm{CA}}+S_{\mathrm{SR}}}\right)^2\right\} - r_7^2 = 0 \qquad (6)$$

سطح شکست مربوط به رابطه (6) موازی با لایه‌های سازه کامپوزیتی هستند.

[1] crushing

انتظار می‌رود که تحت کرنش‌های فشاری در جهت ضخامت ($\varepsilon_c < 0$) سطح تخریب مربوط به‌لایه شدگی بسته شود. همچنین فرض می‌شود که استحکام-های تخریب وابسته به کرنش‌های نرمال فشاری مشابه با تئوری کولمب- مور می‌باشند:

$$S_{\mathrm{SR}} = E_c \tan(\varphi)\ \langle -\varepsilon_c \rangle \tag{7}$$

ضریب مقیاس(S)، برای هم‌بستگی بهتر شبیه‌سازی با داده‌های آزمایشگاهی تعریف شده است که با انطباق تعدادی از داده شبیه‌سازی روی داده‌های آزمایشگاهی می‌توان آن‌را بدست آورد.

3-2- مدل تخریب پیوسته

طبق روابط ماتزنمیلر [3] و ین [4] در تخریب پیشرونده، خواص مکانیکی قطعه پس از وقوع اولین مود تخریب، صفر نمی‌شود؛ بلکه به صورت نمایی برحسب پارامترهای آستانه تخریب (باقی‌مانده) و نرم‌شوندگی ماده، به شکل زیر کاهش می‌یابد:

$$\varphi_j = 1 - e^{\frac{1}{m_i}\left(1 - r_i^{m_i}\right)}, \text{(no summation over i)} \quad i = 1 \cdots 6, j = 1 \cdots 7, r_i \geq 1 \tag{8}$$

$$\omega_i = \max\{q_{ij}\varphi_j\} \tag{9}$$

$$E_i = (1 - \omega_i)E_{i0} \tag{10}$$

$$G_i = (1 - \omega_i)G_{i0} \tag{11}$$

پارامترهای نرم‌شوندگی کرنشی از آزمون‌های خواص مکانیکی به‌دست می‌آید. در این پژوهش برای پارامتر نرم‌شوندگی از مقادیر مندرج در جدول 1 مطابق مرجع [7] استفاده گردیده است.

پس از محاسبه پارامتر تخریب ماتریس نرمی کاهش یافته به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$[S] = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1-\omega_1)E_a} & \frac{-\nu_{\mathrm{ba}}}{E_b} & \frac{-\nu_{ca}}{E_c} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{\mathrm{ab}}}{E_a} & \frac{1}{(1-\omega_2)E_b} & \frac{-\nu_{\mathrm{cb}}}{E_c} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{\mathrm{ac}}}{E_a} & \frac{-\nu_{bc}}{E_b} & \frac{1}{(1-\omega_3)E_c} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{(1-\omega_4)G_{\mathrm{ab}}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{(1-\omega_5)G_{bc}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{(1-\omega_6)G_{ca}} \end{bmatrix} \tag{12}$$

و ماتریس سفتی از معکوس ماتریس نرمی بدست خواهد آمد:

$$[C] = [S]^{-1} \tag{13}$$

به‌منظور درک این مطلب که کدام یک از پارامترهای تخریب در هر مود تخریب بر روی ماتریس نرمی تاثیر گذار است، می‌بایست ماتریس کوپلینگ تخریب را مورد بررسی قرار داد [17]:

$$[q] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{14}$$

برای مدل پارچه بردارهای کوپلینگ q_{i1} و q_{i2} مربوط به مودهای تخریب کششی- برشی الیاف در جهت تار و پود می‌باشند. کوپلینگ q_{i1} نشان می-دهد هنگامی که مود تخریب کششی- برشی الیاف در جهت تار اتفاق بیفتد مدول‌های E_a، G_{ab} وG_{ca} در اثر وجود ω_1، ω_4 و ω_6 تحت تأثیر قرار گرفته و کاهش می‌یابند. بردارهای کوپلینگ q_{i3} و q_{i4} به‌مودهای شکست فشاری در جهت تار و پود مربوط هستند. q_{i3} بیانگر تأثیر گرفتن مدول‌های E_a، G_{ab} و G_{ac} از پارامترهای ω_1، ω_4 و ω_6 می‌باشد. بردار q_{i5} متناظر مود له شدگی الیاف است و در این مود تخریب، تمامی مدول‌ها در اثر وجود کلیه پارامترهای تخریب، کاهش خواهند یافت. بردار q_{i6} مربوط به مود تخریب برشی داخل صفحه بوده و تنها کاهش مدول G_{ab} در اثر وجود ω_4 را بیان می‌نماید. در نهایت، بردار q_{i7} به‌مود تخریب لایه شدگی دلالت نموده و سبب کاهش مدول‌های E_c، G_{bc} وG_{ca} در اثر پارامترهای تخریب ω_3، ω_5 و ω_6 خواهد شد.

3- کدنویسی و ساخت مدل مادی

چنانچه در محیط نرم‌افزار اجزاء محدود دینامیکی ال‌اس- داینا، مدل مادی مورد نظر موجود نباشد، می‌بایست روابط حاکم بر آن مدل مادی در محیط برنامه نویسی فرترن تحت قالب مدل مادی نوشته شده توسط کاربر[1] نوشته شود. پس از آن به منظور تحلیل مسأله مورد نظر، با استفاده از مجموعه فایل‌های تولید شده توسط کامپایلر فرترن به نام فایل‌های شئی گرا، یک حل‌گر ساخته و جایگزین حل‌گر ال‌اس- داینا گردد. باتوجه به عدم وجود مدل مادی 162 در نسخه‌های موجود در نرم افزار فوق، معادلات تخریب پیشرونده به فرمی که در بخش 2 ارائه گردید، کدنویسی شده و فایل اجرایی مورد نظر طبق اصول ذکر شده ساخته شد.

4- اعتبار سنجی مدل مادی نوشته شده توسط کاربر

پس از ساختن فایل اجرایی توسط کاربر در نرم افزار ال‌اس-داینا، برای اعتبار سنجی مدل مادی فوق ابتدا با استفاده از نتایج آزمایشگاهی مرجع [7]، یک صفحه 22 لایه کامپوزیتی مدل‌سازی شده و تحت بارگذاری ضربه پرسرعت قرار گرفت. ابعاد، مشخصات، جنس و خواص مکانیکی هدف و پرتابه، در جدول‌های 1 تا 3 ارائه گردیده است. در مرجع فوق، سرعت حد بالستیک تجربی 367 متر بر ثانیه اعلام شده و نتایج مدل مادی تهیه شده توسط کاربر در این پژوهش، مقدار 387 متر بر ثانیه را برای سرعت حد بالستیک، پیش-بینی می‌نماید. این انطباق، بیانگر نتیجه مطلوبی بوده و سبب به‌دست آمدن اطمینان از صحت مدل‌مادی تهیه شده گردیده است.

5- همگرایی مش

در قسمت اعتبار سنجی مدل مادی تهیه شده، از سه نوع مش‌بندی استفاده شد که در بین آنها نوع دوم (حدود سی و نه هزار المان برای مدل کامل) انتخاب گردید. معیار انتخاب مش‌بندی بهینه، پیش‌بینی نسبتاً دقیق سرعت حد بالستیک هدف بیست و دو لایه بر اساس تعداد المان‌های مناسب بود. نمودار همگرایی مش در شکل 1 ارائه گردیده است. در مشبندی مورد استفاده، از فرمول‌بندی المان جامد هشت گرهی استفاده شده است. در جهت ضخامت هر لایه، دو المان تعریف گردید و با استفاده از دستور تماس، لایه‌ها به‌یکدیگر مربوط گردیدند. برای تحلیل چهارلایه و هشت‌لایه کامپوزیتی (که نتایج آن در بخش‌های بعدی این مقاله آورده می‌شود) نیز از همین چگالی مشبندی استفاده شده است.

6- مدل‌سازی

به‌منظور بررسی دقیق پارامترهای تخریب، مدل عددی صفحات چهارلایه و هشت لایه کامپوزیتی از جنس الیاف شیشه اس2 و رزین اپوکسی با ابعاد $150\times150\mathrm{mm}^2$ با ضخامت های 2.4mm و 4.8mm ساخته شد و تحت ضربه

[1] MAT user defined (UMAT)

جدول 1 خواص مکانیکی کامپوزیت الیاف شیشه اس2 و رزین اپوکسی مورد استفاده در مدل مادی تخریب پیش‌رونده [7]

Table 1 Mechanical properties of S2-Glass/Epoxy in progressive damage material model [7]

نام پارامتر	واحد	مقدار
E_a	GPa	27.5
E_b	GPa	27.5
E_c	GPa	11.8
ν_{ba}	-	0.11
ν_{ca}	-	0.18
ν_{cb}	-	0.18
G_{ab}	GPa	2.9
G_{bc}	GPa	2.14
G_{ca}	GPa	2.14
S_{AT}	MPa	604
S_{AC}	MPa	291
S_{BT}	MPa	604
S_{BC}	MPa	291
S_{CT}	MPa	58
S_{FC}	MPa	850
S_{AB}	MPa	75
S_{BC}	MPa	57
S_{CA}	MPa	57
S_{FS}	MPa	300
ρ	kg/m3	1850
φ	Deg	10
m_1	-	2
m_2	-	2
m_3	-	2
m_4	-	2
m_5	-	0.5
m_6	-	0.2
m_7	-	0.2
ε_{limit}		0.2
S	-	1.2
ω_{max}	-	0.94
ε_{crush}		0.001
ε_{expn}		4

جدول 2 مشخصات هدف مورد بررسی جهت اعتبارسنجی مدل مادی تهیه شده توسط کاربر [7]

Table 2 Target specifications for validation of user defined material model [7]

پارامتر	واحد	مقدار
طول	mm	150
عرض	mm	150
ضخامت هر لایه	mm	0.6
تعداد لایه‌ها	-	22
مدل مادی	-	تخریب پیش‌رونده

جدول 3 مشخصات پرتابه مورد بررسی جهت اعتبارسنجی مدل مادی تهیه شده توسط کاربر [7]

Table 3 Projectile specifications for validation of user defined material model [7]

پارامتر	واحد	مقدار
قطر	mm	12.7
طول	mm	14.02
جرم	gr	13.8
شکل پیشانی	-	سرتخت
مدل مادی	-	صلب

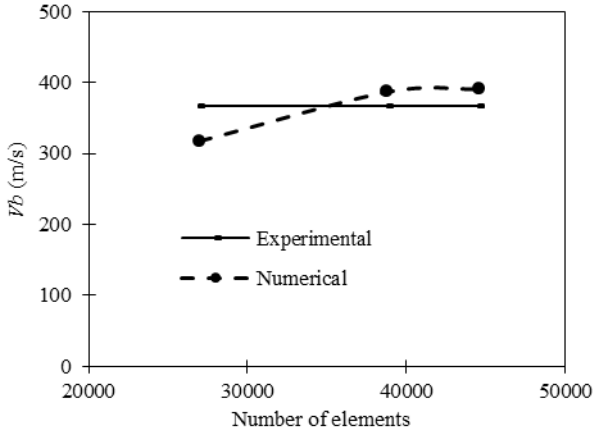

Fig1. Mesh convergence diagram

شکل 1 نمودار همگرایی مش

پرتابه سرتخت قرار گرفت و سرعت حد بالستیک هدف‌ها تعیین گردید. نتایج بخش هفتم، در سرعت‌های ضربه‌ای که حدوداً بیست درصد بیشتر از سرعت حد بالستیک هدف‌ها می‌باشند، ارائه گردیده است. ابعاد، مشخصات و رفتار مکانیکی صفحات کامپوزیتی و پرتابه، طبق جداول 1 تا 3 می‌باشند.

7- نتایج و بحث

سرعت حد بالستیک صفحات چهارلایه و هشت لایه، به ترتیب برابر 133 و 152 متر بر ثانیه تعیین گردید. نتایج این بخش، با سرعت ضربه 160 متر بر ثانیه برای هدف چهارلایه و 180 متر بر ثانیه برای هدف هشت لایه ارائه می‌گردد. شکل 2، تصویری از نفوذ گلوله به‌هدف چهارلایه را نشان می‌دهد.

در این پژوهش رشد پارامتر تخریب، انواع مودهای تخریب و وقوع چند مود تخریب در یک المان و اثر پارامتر تخریب بر روی مدول الاستیک ماده کامپوزیتی مورد بررسی قرار خواهد گرفت که در این بخش به‌تفصیل توضیح داده شده است. شکل 3 مکان هندسی نقاط بررسی شده را نشان می‌دهد.

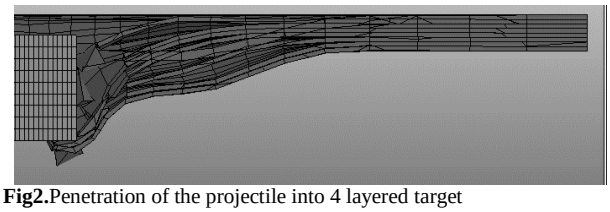

Fig2. Penetration of the projectile into 4 layered target

شکل 2 نفوذ پرتابه به‌هدف چهارلایه

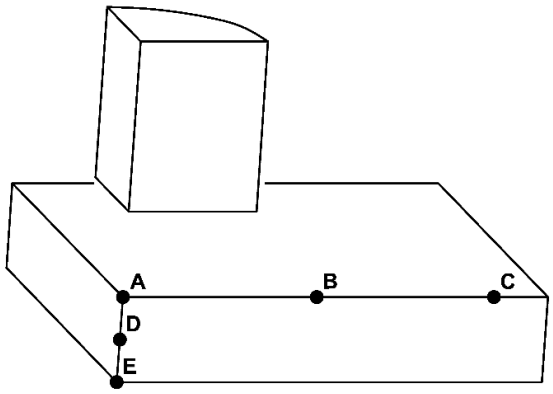

Fig3. The locus of elements reviewed

شکل 3 مکان هندسی المان های بررسی شده

نقاط A، D و E در مرکز هدف و منطبق به محور پرتابه بوده و به‌ترتیب روی سطوح بالایی، میانی و پایینی هدف می‌باشند. نقطه B پس از محل نشست گلوله و تقریباً در وسط دهانه و نقطه C نزدیک به لبه هدف قرار گرفته است. فلسفه انتخاب نقاط مرکز و گوشه، بررسی اثرات نزدیک به‌میدان[1] و دور از میدان[2] می‌باشد.

7-1- رشد پارامتر تخریب

پس از وقوع تخریب، پارامترهای تخریب (ω) برای یک المان به صورت تابع نمایی و طبق روابط ماتزنمیلر که در بخش 2-3 تشریح گردید؛ شروع به رشد می‌کند. مقدار پارامتر تخریب، در بازه $0 \le \omega \le 1$ متناسب با پیشروی مقدار خرابی تغییر می‌نماید. مقادیر صفر و یک برای پارامتر تخریب، به‌ترتیب به‌معنی سلامت کامل و تخریب کامل سازه کامپوزیتی بوده و بین این دو مقدار، معنای مقداری از خرابی را بیان می‌نماید. از آنجا که در مخرج ماتریس نرمی (رابطه 12) عبارت $(1-\omega)$ ظاهر می‌شود؛ مقدار یک برای پارامترهای تخریب (ω) از نظر عددی، امکان‌پذیر نمی‌باشد. بدین منظور، برای کنترل مدل مادی، مقدار حدی نود و چهار صدم جهت تخریب کامل درنظر گرفته شده است. یک المان بسته به موقعیت مکانی که دارد ممکن است یک یا چند مود تخریب را تجربه نماید؛ در این حالت مود غالب برای محاسبه میزان تخریب مورد توجه قرار داده می‌شود. مود غالب مودی است که بیشترین میزان پارامتر تخریب را داشته باشد (رابطه 9).

7-2- مود لایه‌شدگی

لایه شدگی، ضعیف‌ترین و اولین مود تخریب در مسأله مورد بررسی می‌باشد. شکل‌های 4 و 5 چگونگی رشد پارامتر تخریب در مود لایه شدگی برای صفحات چهارلایه و هشت‌لایه بر حسب زمان ضربه را نشان می‌دهند. زمان شروع، گسترش و رسیدن به حد نهایی پارامتر تخریب برای پنج المان مورد نظر، به موقعیت آنها وابسته است. این مود برای نقطه A که در مرکز ضربه قرار گرفته، از ابتدای برخورد شروع به‌گسترش می‌نماید؛ زیرا اولین اطلاعات مربوط به‌ضربه، به این نقطه انتقال می‌یابد. از آنجا که سایر نقاط، از کانون ضربه دورتر هستند، امواج تنش ایجاد شده در اثر ضربه، با تأخیر زمانی به آنها رسیده و شروع خرابی در آنها دیرتر اتفاق خواهد افتاد. شیب نمودارها

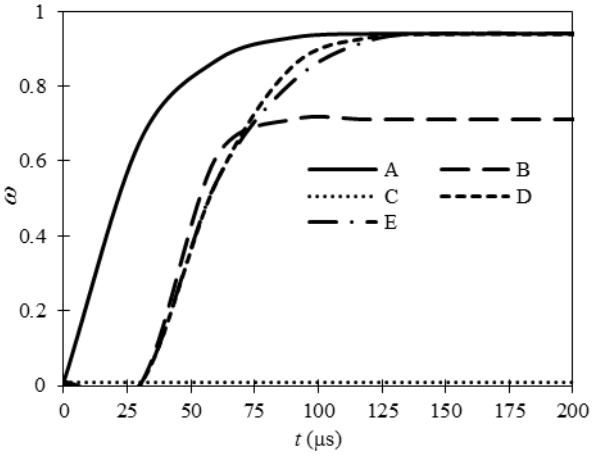

Fig 4. Propagation of delamination mode in four-layered plate

شکل 4 گسترش مود لایه شدگی برای صفحه چهار لایه

[1] near filed
[2] far filed

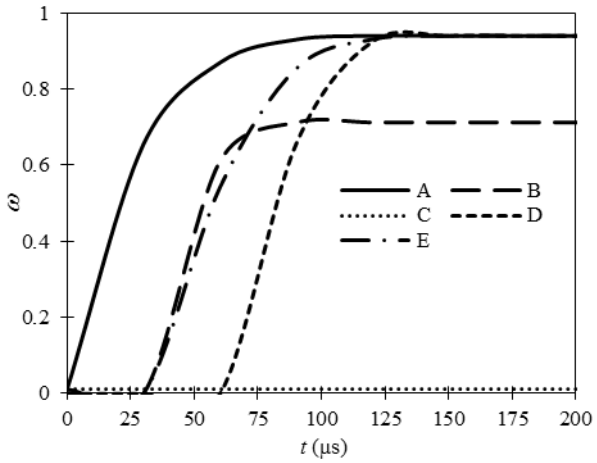

Fig 5. Propagation of delamination mode in eight-layered plate

شکل 5 گسترش مود لایه شدگی برای صفحه 8 لایه

برای چهار نقطه A، B، D و E یکسان بوده و در نتیجه، سرعت رشد این مود خرابی در این نقاط، تقریباً برابر خواهد بود. 30 میکروثانیه پس از برخورد، تخریب نقاط B و E در اثر لایه‌شدگی آغاز می‌گردد. بر خلاف این دو نقطه که در هر دو صفحه مورد بررسی، تفاوت زیادی در زمان شروع خرابی در آنها دیده نمی‌شود؛ شروع تخریب مربوط به لایه‌شدگی برای نقطه D ارتباط زیادی با ضخامت صفحه و تعداد لایه‌های آن دارد. در صفحه چهارلایه، خرابی مربوط به این مود، هم‌زمان با نقاط B و E شروع شده؛ اما در صفحه هشت-لایه، در زمان 60 میکروثانیه آغاز می‌گردد. در هر دو صفحه، نقاط زیر پیشانی پرتابه (A، D و E) که در حوزه نزدیک به میدان قرار گرفته‌اند، به‌شکل کامل در اثر این مود، تخریب می‌گردند و پارامتر ω در آنها به مقدار حدی خود (0.94) خواهد رسید. نقطه C که در حوزه دور از میدان قرار گرفته، مقدار همواره صفر را برای پارامتر خرابی متناظر با این مود داشته و دچار خرابی ناشی از لایه‌شدگی نمی‌گردد. این در حالیست که مقدار نهایی پارامتر تخریب برای نقطه B که در ناحیه میانی این دو حوزه قرار گرفته، 0.71 می‌باشد و تخریب ناقص در این نقطه را بیان می‌نماید. تخریب‌های کامل نقاط A و D و E، ایمنی نقطه C و همچنین تخریب ناقص نقطه B در شکل 2 نیز مشاهده می‌گردد.

7-3- مود شکست ماتریس

پس از مود لایه شدگی و انتشار آن، مود شکست ماتریس (تخریب برشی داخل صفحه) در نقاط مورد نظر مشاهده می‌گردد. شکل‌های 6 و 7 چگونگی رشد پارامتر تخریب در مود فوق را برای دو صفحه چهار و هشت‌لایه نشان می‌دهد. از آنجا که دو نمودار تقریباً متناظر یکدیگر می‌باشند، می‌توان نتیجه گرفت که در دو صفحه بررسی شده، تعداد لایه‌ها و ضخامت چندلایه، تأثیر قابل ملاحظه‌ای بر شرایط رشد این مود خرابی ندارد. باز هم تخریب در نقطه A از ابتدای تماس پرتابه و صفحات، شروع می‌گردد. برای نقاط B و E، شروع خرابی مربوط به مود شکست ماتریس با سی میکروثانیه تأخیر زمانی نسبت به نقطه A همراه بوده و تخریب نقطه D نیز از زمان 60 میکروثانیه آغاز می-گردد. همانطوری که مشخص است در نقطه B، که مکان هندسی آن در اطراف ناحیه ضربه می‌باشد، در زمان 60 میکروثانیه پارامتر تخریب به 0.38 رسیده و سپس تا زمان 90 میکرو ثانیه، المان در مقابل پیشروی این نوع تخریب مقاومت می‌کند و مجدداً پارامتر تخریب تا مقدار 0.67 رشد خواهد نمود. همچنین سرعت رشد این پارامتر تخریب برای سه نقطه A و D و E

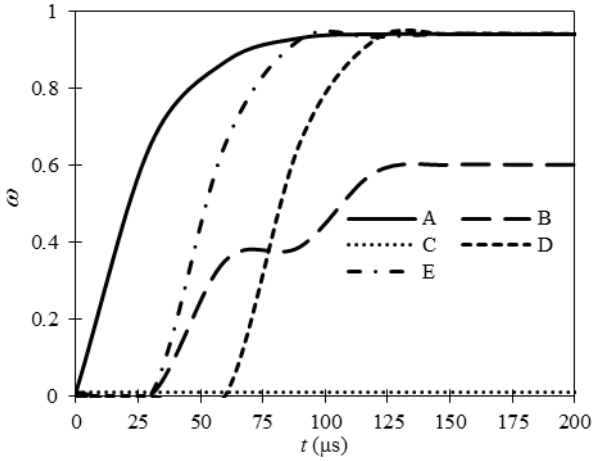

Fig6. Propagation of matrix failure mode in four-layered plate

شکل 6 گسترش مود شکست ماتریس برای صفحه چهارلایه

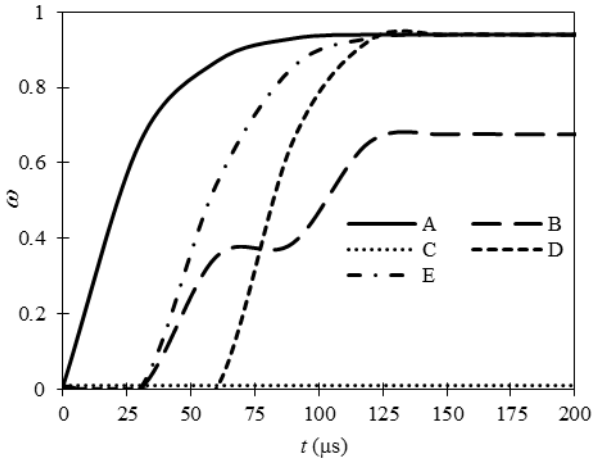

Fig7. Propagation of matrix failure mode in eight-layered plate

شکل 7 گسترش مود شکست ماتریس برای صفحه هشت‌لایه

تقریباً برابر بوده و بیشتر از نقطه B می‌باشد. در نهایت، این سه نقطه به‌تخریب حدی خواهند رسید. اما نقطه C به‌هیچ وجه تحت این مود، تخریب نشده و نقطه B نیز دچار خرابی نسبی در وضعیت تخریب برشی داخل صفحه خواهد شد.

7-4- مود شکست ماتریس

شکست کششی الیاف، یکی از مودهای تخریب اساسی کامپوزیت‌ها می‌باشد. شکل‌های 8 و 9، چگونگی رشد پارامتر تخریب مربوط به‌این مود را برای نقاط A تا E نشان می‌دهد. بر خلاف دو مود تخریبی که در بخش‌های گذشته مورد بررسی قرار گرفت، خرابی نقاط مختلف در اثر این مود، اختلاف زیادی با هم داشته و شروع این مود تخریب با تأخیر زمانی از ابتدای ضربه آغاز می‌گردد. به‌تعبیر دیگر، پس از برخورد پرتابه با این صفحات کامپوزیتی، مقداری مقاومت و جذب انرژی ضربه در الیاف مشاهده شده و پس از افزایش پارامتر آستانه تخریب به‌یک، خرابی نقاط مختلف در اثر این مود شروع می‌گردد.

زمان شروع این مود خرابی در صفحه چهارلایه مورد بررسی برای نقطه A حدود 30 میکروثانیه و برای نقاط D و E در زمان 60 میکروثانیه می‌باشد. آغاز خرابی نقاط A و E در صفحه هشت‌لایه، از 30 میکروثانیه بوده و تخریب نقطه D از 60 میکروثانیه شروع می‌گردد. پارامتر تخریب در کلیه نقاط گفته شده، به‌مقدار حدی خود رسیده و این بدان معناست که با نفوذ پرتابه، تخریب کششی در آنها اتفاق افتاده و در نهایت، پرتابه از صفحه عبور می‌نماید.

شروع خرابی نقطه E در صفحه هشت‌لایه، زودتر از صفحه چهارلایه اتفاق می‌افتد؛ زیرا افزایش ضخامت و بالارفتن سفتی خمشی صفحه، سبب افزایش تنش‌های مربوط به خمش شده و شروع تخریب کششی را تعجیل می‌کند.

در صفحه چهارلایه، مقدار پارامتر خرابی در نقاط B و C همواره نزدیک به‌صفر بوده و این بدان معناست که این نقاط، تحت این مود تخریب، به‌هیچ وجه دچار آسیب‌دیدگی نمی‌گردند. این موضوع در مورد نقطه C در صفحه هشت لایه نیز مصداق دارد. ابتدای تخریب نقطه B در صفحه هشت‌لایه، از زمان 60 میکروثانیه بوده و پارامتر تخریب تا 90 میکروثانیه در آن افزایش می‌یابد. بین 90 تا 120 میکروثانیه، تخریب مربوط به‌مود کشش الیاف در این نقطه افزایش نیافته و سبب مقاومت این نقطه در گسترش خرابی می‌گردد. پس از این زمان، مجدداً پارامتر تخریب رشد نموده و به مقدار نهایی 0.44 خواهد رسید که بیانگر تخریب ناقص نقطه B در اثر این مود می‌باشد.

7-5- مود له‌شدگی

مود تخریب له شدگی در اثر کرنش‌های فشاری و برشی شدید به وقوع می پیوندد و تنها برای المان‌هایی از صفحه که در زیر سطح پرتابه و در لایه‌های اولیه قرار دارند اتفاق می‌افتد. هرگاه برای المانی این مود تخریب رخ دهد؛ طبق رابطه 14 تمامی ضرائب تخریب، افزایش داشته و هر شش مدول ماده کامپوزیتی، افت خواهد نمود. با گسترش این مود تخریب، المان‌های ماده در تمامی جهات دچار خرابی شده و هیچ توانی از ماده به‌منظور باربری، وجود نخواهد داشت. در بررسی‌های عددی انجام گرفته، هیچ یک از نقاط B، C، D و E دچار له‌شدگی نگردیده‌اند. همان‌گونه که در بخش 5 گفته شد به‌هنگام مش‌بندی، هر لایه در جهت ضخامت به‌دو قسمت تقسیم گردیده است. در نزدیک‌ترین لایه به‌پرتابه، اولین المان به‌نام نقطه A نام‌گذاری گردیده بود (شکل 3). المان زیر المان A در لایه اول، F نامیده می‌شود.

شکل‌های 10 و 11، وقوع و انتشار این مود تخریب را برای صفحات چهارلایه و هشت‌لایه در نقاط A و F بیان می‌نماید. در صفحه چهارلایه، تنها نقطه A در اثر این مود دچار تخریب گردیده و خرابی ناشی از له‌شدگی، تأثیری روی نقطه F ندارد. اما در صفحه هشت‌لایه، دو نقطه A و F دچار خرابی ناشی از این مود گریده‌اند. همچنین مشاهده می‌شود که این مود تخریب، دیرتر از سایر مودها به‌وقوع پیوسته و با رسیدن پارامتر خرابی به‌مقدار حدی آن، تخریب نهایی صورت خواهد گرفت.

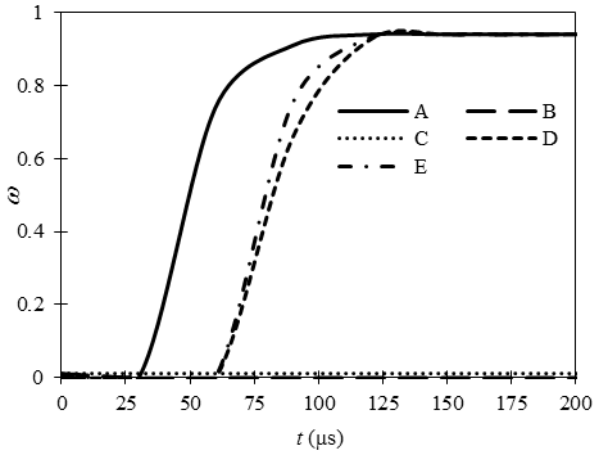

Fig8. Propagation of fiber tensile failure mode in four-layered plate

شکل 8 گسترش مود شکست کششی الیاف برای صفحه چهارلایه

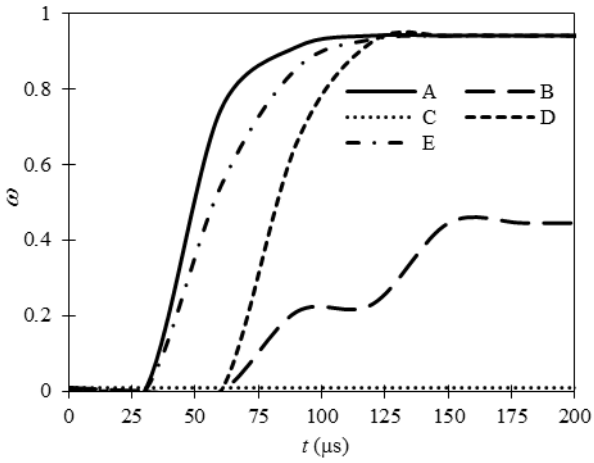

Fig9. Propagation of fiber tensile failure mode in eight-layered plate

شکل 9 گسترش مود شکست کششی الیاف برای صفحه هشت‌لایه

مقایسه نمودارهای مربوط به مود له‌شدگی برای صفحات چهارلایه و هشت-لایه نشان می‌دهد که با افزایش تعداد لایه‌ها، بر سفتی خمشی صفحه افزوده شده و مقاومت به‌تغییر فرم در اثر نیروی تماسی اعمال‌شده از سوی ضربه-زننده، افزایش می‌یابد. در نتیجه، حجم تخریب مربوط به این مود، افزوده خواهد شد.

از سوی دیگر، در تحلیل‌های عددی انجام شده، در سرعت‌های اولیه‌ای کمتر از 95% سرعت حد بالستیک، مود له‌شدگی مشاهده نشد و می‌توان نتیجه گرفت که در مسائل ضربه سرعت بالا، این مود تخریب عموماً در سرعت‌های ضربه‌ای در حدود سرعت حد بالستیک و بالاتر از آن رخ می‌دهد (با درنظرگیری توزیع دو المان در راستای ضخامت برای هر لایه).

7-6- وقوع چند مود تخریب در یک المان

به‌منظور بررسی وقوع هم‌زمان چند مود خرابی در یک نقطه، المان A انتخاب شده و تغییرات مقادیر پارامترهای تخریب برحسب زمان ضربه، در نمودارهای مربوط به‌شکل‌های 12 و 13 برای صفحات چهارلایه و هشت‌لایه، ترسیم گردیده است. دو نمودار، شباهت زیادی با یکدیگر دارند.

در هر دو صفحه، از ابتدای برخورد پرتابه با صفحه، مودهای تخریب لایه-شدگی و شکست ماتریس (تخریب برشی داخل صفحه) اتفاق می‌افتد. در این

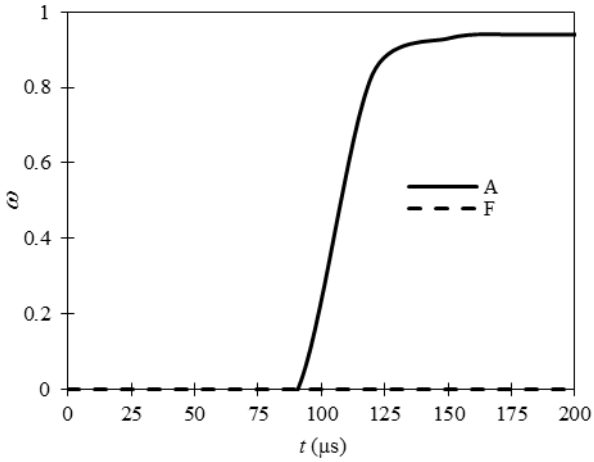

Fig10. Propagation of crushing mode for elements A and F in four-layered plate

شکل 10 گسترش مود له شدگی برای دو المان A و F درصفحه چهارلایه

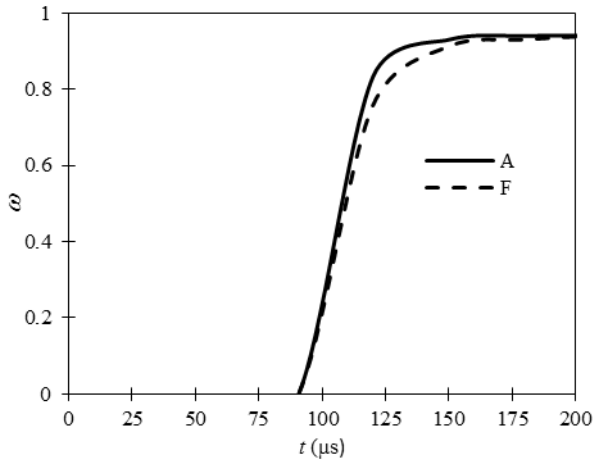

Fig11. Propagation of crushing mode for elements A and F in eight-layered plate

شکل 11 گسترش مود له شدگی برای دو المان A و F درصفحه هشت‌لایه

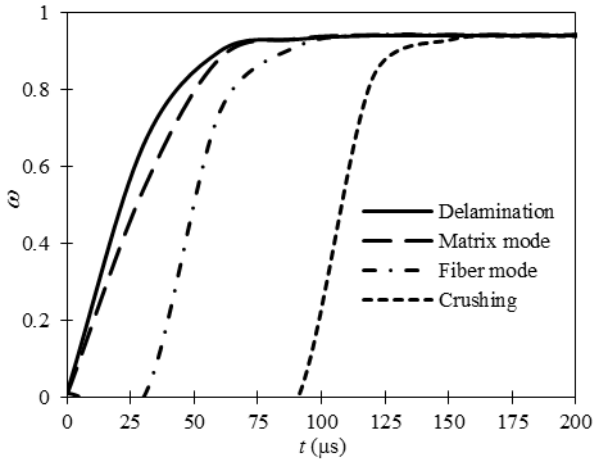

Fig 12. Collection of different failure modes for element A in four-layered plate

شکل 12 اجتماع مودهای تخریب مختلف در المان A در صفحه چهارلایه

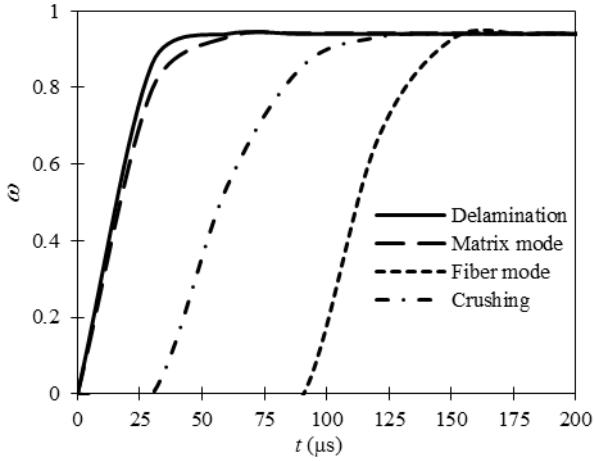

Fig 13. Collection of different failure modes for element A in eight-layered plate

شکل 13 اجتماع مودهای تخریب مختلف در المان A در صفحه هشت‌لایه

مودها، پارامترهای تخریب ω_3، ω_5 و ω_6 برای مود لایه‌شدگی و پارامتر ω_4 برای مود شکست ماتریس، فعال بوده و در ماتریس نرمی، اثر خواهند گذاشت. در حدود 30 و 90 میکروثانیه پس از برخورد، پارامترهای خرابی مربوط به این دو مود، به‌مقدار حدی خود رسیده و بعد از آن، هیچ گونه مقاومت ومشارکتی

در جهت تحمل انژی ضربه بر اثر این دو عامل باربری، اتفاق نخواهد افتاد.

الیاف هر دو صفحه در این نقطه، تا حدود 30 میکروثانیه پس از برخورد، مقاومت کرده و باربری می‌نمایند. پس از آن، تخریب تدریجی الیاف شروع شده و پارامترهای تخریب ω_1، ω_4 و ω_6 (و ω_2، ω_4 و ω_5) فعال می‌گردند. مود شکست کششی الیاف، در زمان 110 میکروثانیه، به‌پایان خواهد رسید.

این المان تا 90 میکروثانیه پس از برخورد پرتابه به‌آن، در برابر له‌شدگی مقاومت نموده و بعد از آن، به‌تدریج خرابی مربوط به‌این مود گسترش یافته و در نهایت در فاصله زمانی 150 میکروثانیه، باربری مربوط به‌آن، از بین خواهد رفت. در این مود، تمامی پارامترهای تخریب، شرکت می‌نمایند.

برای محاسبه ماتریس نرمی و اعمال اثرات پارامترهای تخریب، لازم است مود غالب در نظر گرفته شود؛ به این معنی که از بین مقادیر به‌دست آمده برای ω در هر مود تخریب، بایستی ماکزیمم مقدار آن انتخاب گردد. به‌عنوان مثال، هنگام محاسبه ω_4 که در دو مود لایه‌لایه شدگی و شکست کششی الیاف ظاهر می‌گردد؛ مقدار بیشتر آن در ماتریس نرمی درنظر گرفته می‌شود. علی‌رغم وقوع چهار مود تخریب ایجاد شده در المان فوق، بسته به مقدار تخریب ایجاد شده (پارامتر r)، تا لحظه‌ای که پارامتر تخریب به‌مقدار حدی خود نرسیده باشد، امکان باربری المان تضعیف شده در مود تخریب شده نیز وجود دارد. قابل ذکر است که شکست الیاف رخ داده در المان A که در آن چهار مود خرابی اتفاق افتاده، از نوع شکست کششی الیاف می‌باشد. اثرات تخریبی مود شکست فشاری الیاف بدین‌گونه است که هنگام وقوع این مود، پارامترهای تخریب ω_1 و ω_4 و ω_6 در ماتریس نرمی ظاهر شده و سه پارامتر دیگر (ω_2 و ω_3 و ω_5) غیر فعال می‌باشند؛ یعنی چنانچه در المان تنها این مود تخریب اتفاق بیفتد، در سه راستای دیگر، قابلیت باربری کامل وجود دارد.

7-7- اثرات پارامتر تخریب بر روی مدول

طبق روابط 10 و 11، پس از وقوع تخریب، مدول‌های ماده کامپوزیتی با ضریبی از $(1-\omega)$ مدول دچار کاهش می‌شود. شکل 14 تغییرات مدول الاستیک برای نقطه B از صفحه هشت‌لایه را در ناحیه اطراف نقطه برخورد پرتابه رانشان می‌دهد. از ابتدای ضربه تا 30 میکرو ثانیه، مدول الاستیک تغییر نکرده و تضعیف نمی‌گردد (در شکل 9 که گسترش مود تخریب کششی الیاف را نمایش می‌دهد نیز مقدار پارامتر تخریب برای نقطه B تا زمان 30 میکروثانیه، برابر صفر دیده می‌شود). پس از این لحظه، آسیب کششی الیاف آغاز شده و مدول الاستیک ماده کامپوزیتی، افت خواهد نمود. افت مدول در فواصل زمانی بین 60 تا 90 میکروثانیه انجام نشده و بیان دیگر، ماده کامپوزیتی در نقطه B در برابر رشد پارامتر تخریب ω_1 مقاومت می‌نماید. بعد از 90 میکروثانیه، مقاومت ماده در برابر افزایش خرابی از بین رفته و با رشد پارامتر تخریب، مجدداً افت مدول اتفاق خواهد افتاد. از زمان 120 میکروثانیه به‌بعد نیز مدول در این نقطه ثابت خواهد ماند؛ زیرا پارامتر تخریب در متناظر با مود کششی الیاف پارامتر تخریب متناظر با مود کششی، رشد نخواهد کرد (شکل 9، منحنی متناظر با نقطه B).

8- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله، تخریب پیش‌رونده چندلایه کامپوزیتی با استفاده از معیارهای شروع تخریب هاشین و روابط گسترش خرابی ماتزنمیلر بررسی گردید. معادلات مودهای خرابی بیان شده، در قالب زیربرنامه مدل مادی نوشته شده

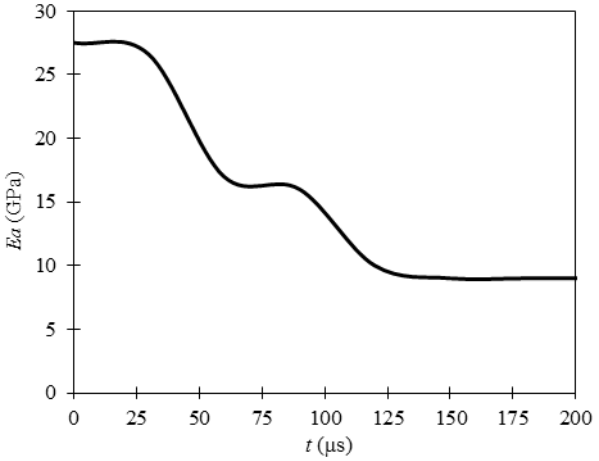

Fig14. The effects of damage parameter on elastic modulus

شکل 14 اثر پارامتر تخریب بر روی مدول الاستیک

توسط کاربر به‌نرم‌افزار اجزاء محدود ال‌اس-داینا اعمال گردید. مدل مادی تهیه شده، توانایی بررسی پارامترهای تخریب و تحلیل مودهای خرابی مربوط به آنها را دارا می‌باشد. این مدل مادی، جهت حل مسأله ضربه پرسرعت پرتابه صلب به چندلایه‌های چهار و هشت لایه کامپوزیتی، به‌کار گرفته شد. مهمترین نتایج به‌دست آمده، عبارت است از:

- مودهای تخریب در صورت وقوع در مناطق آسیب‌دیده، به‌ترتیب شامل لایه‌شدگی، شکست ماتریس، شکست الیاف و در نهایت، له‌شدگی می‌باشد.
- بسته به‌موقعیت مکانی المان‌ها، وقوع چند مود تخریب و همچنین هم‌زمانی این مودها، در یک المان، امکانپذیر خواهد بود.
- چنانچه برای یک المان تخریب شده در مودهای خرابی به‌وقوع پیوسته، پارامتر تخریب مشترکی وجود داشته باشد، برای اعمال تأثیرهای آن بر روی ماتریس نرمی، می‌بایست مقدار ماکزیمم پارامتر تخریب یا در اصطلاح، مود غالب برای پارامتر تخریب درنظر گرفته شود.
- وقوع مودهای تخریب، به‌مکان هندسی نقاط مورد بررسی وابسته است؛ به‌گونه‌ای که برای نقاط محل اصابت پرتابه، کلیه مودهای خرابی، اتفاق می‌افتد؛ درصورتی که برای نقاط نزدیک آن، تنها مودهای لایه‌شدگی و شکست ماتریس دیده شد و المان‌های کاملاً دور، هیچ یک از مودهای تخریب را تجربه نمی‌کنند.
- مودهای تخریب به‌وقوع پیوسته برای چند نقطه متناظر در صفحات چهارلایه و هشت‌لایه کامپوزیتی مقایسه گردید. دیده شد که مود له‌شدگی برای چهارلایه مورد بررسی، باعث تخریب نصف لایه اول در راستای ضخامت می‌گردد. این در حالیست که کل لایه اول هدف هشت‌لایه کامپوزیتی در اثر مود تخریب له‌شدگی، منهدم می‌گردد.
- با رشد پارامتر تخریب پیش‌رونده، مدول‌های الاستیک، برحسب تابع نمایی کاهش یافته و نرمی ماده کامپوزیت افزایش پیدا خواهد کرد.

9- فهرست علائم

E_0	مقدار اولیه مدول الاستیسیته
E_i	مدول الاستیسیته در راستای i
G_0	مقدار اولیه مدول برشی
G_{ij}	مدول برشی در صفحه ij
m_i	پارامتر نرم‌شوندگی ماده در مود تخریب i
q_{ij}	ماتریس کوپلینگ تخریب

r_i	پارامتر آستانه تخریب مود i
S	ضریب مقیاس لایه‌شدگی
S_{FC}	استحکام لهیدگی
S_{FS}	استحکام برشی الیاف
S_{iC}	استحکام فشاری در راستای i
S_{iFS}	استحکام برشی الیاف در راستای i
S_{ij}	استحکام برشی در صفحه ij
S_{iT}	استحکام کششی در راستای i

علائم یونانی

$\varepsilon_{\text{crush}}$	کرنش حجمی نهایی لهیدگی المان
$\varepsilon_{\text{expn}}$	کرنش حجمی انبساطی المان
ε_i	کرنش محوری در راستای i
ε_{ij}	کرنش برشی در صفحه ij
$\varepsilon_{\text{limit}}$	کرنش حدی محوری المان
ν_{ij}	ضریب پواسون راستای ij
ϕ	زاویه اصطکاک مور
ω_i	پارامتر تخریب
$\omega_{\max}$	مقدار نهایی پارامتر تخریب

10- مراجع

[1] Z. Hashin, Failure criteria for unidirectional fiber composites, *Journal of Applied Mechanics, Transactions ASME*, Vol. 47, No. 2, pp. 329-334, 1980.

[2] F. K. Chang, K. Y. Chang, A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations, *Journal of Composite Materials*, Vol. 21, No. 9, pp. 834-855, 1987.

[3] A. Matzenmiller, J. Lubliner, R. L. Taylor, A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites, *Mechanics of Materials*, Vol. 20, No. 2, pp. 125-152, 1995.

[4] C. F. Yen, Ballistic impact modeling of composite materials, *Proceedings of 7th International LS-DYNA Conference*, Dearborn, Michigan, May 19-21, 2002.

[5] J. R. Xiao, B. A. Gama, J. W. Gillespie Jr, Progressive damage and delamination in plain weave S-2 glass/SC-15 composites under quasi-static punch-shear loading, *Composite Structures*, Vol. 78, No. 2, pp. 182-196, 2007.

[6] B. A. Gama, J. W. Gillespie Jr, Punch shear based penetration model of ballistic impact of thick-section composites, *Composite Structures*, Vol. 86, No. 4, pp. 356-369, 2008.

[7] B. A. Gama, J. W. Gillespie Jr, Finite element modeling of impact, damage evolution and penetration of thick-section composites, *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 38, No. 4, pp. 181-197, 2011.

[8] M. V. Donadon, L. Iannucci, B. G. Falzon, J. M. Hodgkinson, S. F. M. de Almeida, A progressive failure model for composite laminates subjected to low velocity impact damage, *Computers & Structures*, Vol. 86, No. 11–12, pp. 1232-1252, 2008.

[9] M. M. Shokrieh, M. J. Omidi, Dynamic progressive damage modeling of fiber-reinforced composites under different loading rates, *Journal of Composite Materials*, Vol. 44, No. 23, pp. 2723-2745, 2010.

[10] K. I. Tserpes, P. Papanikos, T. H. Kermanidis, A three-dimensional progressive damage model for bolted joints in composite laminates subjected to tensile loading, *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, Vol. 24, No. 10, pp. 663-675, 2001.

[11] C. T. McCarthy, M. A. McCarthy, V. P. Lawlor, Progressive damage analysis of multi-bolt composite joints with variable bolt–hole clearances, *Composites Part B: Engineering*, Vol. 36, No. 4, pp. 290-305, 2005.

[12] J. Ebadi-Rajoli, M. Mokhtari, Comparison of numerical analysis methods for progressive damage analysis in composite bolted joints and suggestion of new method for bolted joints analysis, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 2, No. 2, pp. 63-70, 2015. (in Persian فارسی)

[13] C. Santiuste, H. Miguélez, X. Soldani, Out-of-plane failure mechanisms in LFRP composite cutting, *Composite Structures*, Vol. 93, No. 11, pp. 2706-2713, 2011.

[14] J. H. S. Almeida Jr, M. L. Ribeiro, V. Tita, S. C. Amico, Damage and failure in carbon/epoxy filament wound composite tubes under external pressure: Experimental and numerical approaches, *Materials & Design*, Vol. 96, pp. 431-438, 2016.

[15] J. H. S. Almeida Jr, M. L. Ribeiro, V. Tita, S. C. Amico, Damage modeling for carbon fiber/epoxy filament wound composite tubes under radial compression, *Composite Structures*, Vol. 160, No. 1, pp. 204-210, 2017.

[16] *A progressive composite damage model for unidirectional and woven fabric composites*, Accessed on 18 July 2017; http://www.ccm.udel.edu/wp-content/uploads/2017/05/mat162-user-manual-version-17A-2017.pdf.

[17] C. F. Yen, A ballistic material model for continuous-fiber reinforced composites, *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 46, No. 1, pp. 11-22, 2012.