مجله مهندسی مکانیک مدرس، دی 1393، دوره 14، شماره 10، ص‌ص 17-25

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

تحلیل جدایش و خرابی پوسته- تقویت کننده کامپوزیتی تحت بارگذاری استاتیکی با استفاده از مدل ناحیه چسبنده

بیژن محمدی[1*]، داود سلیمی مجد[2]، محمد حسین علی بخشی[3]

1- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران
2- کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران
3- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران
* تهران، صندوق پستی 982177240208، bijan_mohammadi@iust.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 16 اردیبهشت 1393
پذیرش: 22 خرداد 1393
ارائه در سایت: 02 مهر 1393

کلید واژگان:
پوسته –تقویت کننده
جدایی بین لایه‌ای
المان چسبنده بین لایه‌ای
متغیر آسیب

چکیده

مواد مرکب چندلایه به دلیل استحکام و سفتی بالا در مقایسه با وزن‌شان، به طور وسیعی در سازه‌های مختلف مانند سازه‌های هوافضایی استفاده می‌شوند. بنابراین پیش‌بینی آسیب این مواد بسیار مهم می‌باشد. یکی از اصلی‌ترین مکانیزم‌های خرابی این مواد، جدایی بین لایه‌ای می‌باشد که در اتصالات پوسته- تقویت کننده زیاد رخ می‌دهد. در این مقاله جدایی بین لایه‌ای در سازه‌های پوسته– تقویت کننده کامپوزیتی تحت بارگذاری استاتیکی خمش سه نقطه‌ای و چهار نقطه‌ای با استفاده از المان چسبنده به صورت مقایسه‌ای مورد ارزیابی قرار گرفته است. هم‌چنین اثرات ترتیب لایه چینی در تخریب به صورت تفصیلی بررسی شده است. المان بین لایه‌ای در چارچوب مکانیک آسیب و بر مبنای مدل ناحیه چسبنده دوخطی با استفاده از ماده نوشته شده توسط کاربر در نرم افزار انسیس پیاده‌سازی شده است. مزیت این روش، امکان مدل‌سازی رشد جدایی بین لایه‌ای بدون نیاز به وجود ترک اولیه و المان‌بندی مجدد می‌باشد. مقایسه نتایج حاصل از تحلیل اجزاء محدود با آزمایش‌های موجود، نشان از کارایی روش به کار گرفته شده در پیش‌بینی شروع و رشد جدایی بین لایه‌ای دارد. نتایج نشان می‌دهد که در خمش سه نقطه، آسیب ابتدا از اتصال چسبی بین پوسته و تقویت کننده شروع می‌شود، در حالی که در خمش چهار نقطه، آسیب ابتدا از داخل المان بین لایه ای پوسته در مجاورت اتصال چسبی آغاز می‌گردد. به علاوه با توجه به نتایج حاصل، برای افزایش استحکام سازه‌های پوسته-تقویت کننده توصیه می‌شود که از قرار دادن لایه‌های 45 و 90 درجه در محل اتصال پوسته و تقویت کننده اجتناب گردد.

Analysis of composite skin/stringer debonding and failure under static loading using cohesive zone model

Bijan Mohammadi[1*], Davood Salimi-Majd[2], Mohammad Hossain Ali-Bakhshi[3]

1- Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran
2- Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran
3- Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran
* P.O.B. 982177240208, Tehran, Iran, bijan_mohammadi@iust.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 06 May 2014
Accepted 16 June 2014
Available Online 24 September 2014

Keywords:
Skin/Stringer
Delamination
Cohesive interface element
Damage variable

ABSTRACT

Due to high strength and stiffness in comparison with their weights, laminated composite materials are widely used in many structures such as aerospace and naval structures. Therefore, the understanding of their failure mechanisms to predict their mechanical response is of high importance. One of the major aforementioned mechanisms is the delamination which commonly occurs in skin/stiffener joints. In the present paper, a comparative study on the delamination in composite skin/stringer structures under 3 point and 4 point bending loads is performed by the finite element method (FEM) employing the cohesive elements. The detailed effects of stacking sequence on the damage of structure are investigated. A user defined interface element has been implemented in the Ansys software in continuum damage mechanics framework based on the bilinear cohesive zone model. The advantage of this method is the modeling of delamination growth without any requirements to the presence of initial crack and remeshing. Comparison of the obtained results from FEM with that of experiment justifies the capability of the employed model to predict the delamination initiation and propagation. The results indicate that in the 3 point bending load, the damage initiates from the adhesive between skin and stringer, while in 4 point bending load it initiates from the interface elements between skin layers near the adhesive bond. Finally, in order to increase the strength of skin/stringer structures, the results strongly recommend preventing the use of 45 and 90 degrees plies near each other around the adhesive bond.

1- مقدمه

با توجه به گستردگی کاربرد مواد مرکب، پیش بینی رفتار خرابی این مواد در طراحی آن‌ها دارای اهمیت زیادی می‌باشد. از بین مواد کامپوزیتی، سازه های کربن-اپوکسی بدلیل کاهش وزن، کاربرد گسترده‌ای در صنعت هوافضا دارد.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:
B. Mohammadi, D. Salimi-Majd, M. H. Ali-Bakhshi, Analysis of composite skin/stringer debonding and failure under static loading using cohesive zone model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 10, pp. 17-25, 2014 (In Persian)

بسیاری از اجزاء استفاده شده در سازه‌های هوایی شامل پنل‌های تخت یا دارای انحنا با قاب و تقویت کننده می‌باشند. آزمایش‌های انجام شده بر روی پنل‌های تقویت شده که برای بدنه‌های تحت فشار هواپیما طراحی شده است، نشان می‌دهد که خرابی در نوک فلنج قاب بسیار مهم و از مودهای خرابی بسیار محتمل می‌باشد. لذا در این تحقیق با توجه به اهمیت این موضوع، تخریب در سازه های پوسته- تقویت کننده مورد توجه قرار گرفته است.

یکی از روش‌های قدیمی و پرکاربرد برای تحلیل جدایی بین لایه‌ای روش‌های مکانیک شکست کلاسیک می‌باشند اما روش‌های مکانیک شکست دارای محدودیت‌هایی در پیش‌بینی جدایی بین لایه‌ای در مواد مرکب لایه‌ای می‌باشند، از جمله این‌که در روش مکانیک شکست بایستی یک ترک اولیه در قطعه وجود داشته باشد و به عبارت دیگر مکانیک شکست شروع آسیب خوردگی در ماده سالم را نمی‌تواند پیش‌بینی نماید. هم‌چنین مکانیک شکست کلاسیک برای تحلیل رشد ترک نیازمند المان‌بندی مجدد قطعه می‌باشد. لذا امروزه بیشتر از رویکرد مکانیک آسیب و مدل ناحیه چسبنده (CZM[1]) در تحلیل خرابی این مواد استفاده می‌شود که رشد ترک را به صورت افت تدریجی سفتی و استحکام مدل می‌کند. در این تحقیق نیز از این رویکرد برای پیش‌بینی جدایی بین لایه‌ای در سازه‌های پوسته و تقویت کننده استفاده شده و بدین منظور یک المان بین لایه‌ای قوی در نرم افزار انسیس پیاده‌سازی شده است. در این پژوهش سعی بر آن است که تخریب در سازه‌های پوسته-تقویت کننده تحت بارگذاری خمش سه نقطه و خمش چهار نقطه به صورت تفصیلی و مقایسه‌ای مورد بررسی قرار گیرد و با شناسایی منشا آن و با بررسی اثرات نوع بارگذاری و لایه چینی، روش‌های به تاخیر انداختن جدایی بین لایه‌ای در این سازه‌ها با استفاده از لایه‌چینی مناسب معرفی گردد.

2- مروری بر پیشینه پژوهش

در این بخش سعی می‌شود تا مروری بر مطالعات انجام شده بر روی سازه‌های پوسته– تقویت کننده تحت بارگذاری استاتیکی اشاره شود.

تحقیقات اولیه در زمینه خرابی سازه‌های چسبی بر شرایط بارگذاری متمرکز بود. آزمایش‌ها بر روی نمونه‌هایی انجام می‌شد که از یک پنل با ابعاد واقعی بریده شده بود تا بی عیب بودن نوار چسب بین پوسته و فلنج را بررسی نماید. اما ساخت این پنل‌ها نسبتا گران بود و نیاز به آزمایش‌هایی داشت که بتوان با استفاده از آن‌ها جزئیات مکانیزم آسیب در سطح مشترک پوسته- فلنج را مشاهده نمود. برخی دیگر از تحقیقات بر روی مکانیزم‌های خرابی سازه‌ی پوسته- تقویت کننده به هم چسبیده تحت بارگذاری خمشی متمرکز شده بودند. اما در بسیاری از موارد مشاهده می‌شد که سازه در طی پرواز هم بار خمشی و هم بار غشایی را تجربه می‌کند. لذا مکانیزم آسیب در سازه‌های کامپوزیتی پوسته- تقویت کننده تحت کشش یکنواخت، خمش سه نقطه[2] و شرایط بارگذاری ترکیبی خمش- کشش از جمله مواردی بودند که مورد بررسی قرار گرفتند [1].

ویتکویچ و همکاران [2] در سال 1998 جدایش سازه‌های پوسته تقویت کننده کامپوزیتی را تحت بارگذاری چند محورده بررسی نمودند. هدف کار آن‌ها بررسی مکانیزم خرابی در سازه‌های پوسته تقویت کننده تحت بارهای داخل صفحه‌ای و خارج صفحه‌ای، که این بارگذاری معمولا به بدنه‌های محدب هواپیما اعمال می‌شود، بود. لازم به ذکر است که به طور کلی برای طراحی چنین سازه‌هایی بایستی در کنار آنالیز تخریب، آنالیز کمانش [3] و ارتعاشات [4] نیز انجام شود.

یکی از اولین روش‌ها برای پیش‌بینی رشد آسیب در سازه‌های پوسته- تقویت کننده آنالیز نرخ رهایی انرژی کرنشی[3] بود. در سال 2000، کروگر و همکاران [1] سه روش ساده برای تعیین نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی در سازه‌های پوسته - تقویت کننده برای ترکیب‌های مختلفی از شرایط بارگذاری یک محوره و دو محوره بکار بردند. این روش‌ها برای طراحی پارامتریک، مخصوصا زمانی که برای مطالعه بر روی چند حالت بارگذاری، نیاز به انجام تنها یک تحلیل اجزاء محدود می‌باشد، بکار برده می‌شوند. روش اول برای حالتی است که سازه رفتار بار- جابجایی خطی داشته باشد. در این مورد می‌توان از روش اصل برهم نهی آثار استفاده نمود و در این روش نیاز است تا سه مجهول محاسبه شود. روش دوم برای سازه‌هایی با رفتار بار-جابجایی غیر خطی می‌باشد. در این روش برای تعیین نرخ آزاد سازی نیاز به محاسبه شش پارامتر مجهول از یک دستگاه شش معادله‌ای خطی همراه با اطلاعات بدست آمده از شش تحلیل غیر خطی، می‌باشد. به همین دلیل استفاده از این روش مستلزم بکاربردن زمان زیادی است. بنابراین از آن کمتر استفاده می‌شود. سومین روش برای محاسبه نرخ رهاسازی انرژی در مود ترکیبی I و II بصورت تابعی از طول جدایی بین لایه‌ای می‌باشد. این روش تنها به یک تحلیل اجزاء محدود غیرخطی نمونه‌ای با یک طول جدایی بین لایه‌ای نیاز دارد تا حل مرجع را برای نرخ رهاسازی انرژی کرنشی و فاکتورهای مقیاس بدست آورد.

همچنین کروگر و همکاران [5] در سال 2007، جدایش نمونه پوسته - تقویت کننده را با استفاده از مدل‌سازی ترکیبی سه بعدی و دوبعدی تحلیل نمودند. آن‌ها، از این روش برای بررسی جدایی بین پوسته و تقویت کننده تحت بار کششی و خمش سه نقطه، استفاده نمودند. در مطالعات گذشته برای بررسی جدایی پوسته - تقویت کننده از مدل دوبعدی استفاده شده است، زیرا نسبت به مدل سه بعدی زمان کمتری برای محاسبه به خود اختصاص می‌دهد. اما، با مقایسه نتایج بدست آمده برای نرخ رهاسازی انرژی کرنشی بدست آمده از مدل کاملا سه بعدی و مدل دو بعدی این نتیجه حاصل شد که نتایج بدست آمده از مدل‌های دو بعدی تنش صفحه‌ای و کرنش صفحه‌ای حد بالا و پایین نتایج می‌باشند. روش ترکیبی زمان محاسبه را کم می‌نماید زیرا تنها قسمت کوچکی از مدل بصورت المان سه بعدی مدل می‌شود. بنابراین این روش دقت حل به روش مدل‌سازی کاملا سه بعدی را داراست و هم زمان کمتری برای محاسبه لازم دارد.

حسینی تودشکی و همکاران [6] در سال 2006، مکانیزم آسیب را در سازه‌های کامپوزیتی پوسته - تقویت کننده تحت بار کششی مورد بررسی قرار دادند. رویکرد آن‌ها استفاده از آزمایش برای مشاهده مکانیزم شکست، تحلیل تنش دوبعدی و سه‌بعدی بمنظور تعیین مکان اولین ترک ماتریسی و استفاده از رویکرد مکانیک شکست محاسباتی برای بررسی امکان رشد ترک می‌باشد. آن‌ها، استحکام کامپوزیت‌های چند لایه‌ای و مکانیزم‌های خرابی را که هم از آزمایش و هم از تحلیل اجزاء محدود بدست آمده بود را برای چند حالت مختلف لایه چینی ارائه داده‌اند. مشاهدات برآمده از آزمایش، نشان دادند که ترک ماتریسی در پوسته و در نزدیکی نوک فلنج شروع و رشد می‌نماید. همچنین تحلیل اجزاء محدود نیز نشان داد که ترک ماتریسی برای اکثر حالات، در اولین لایه‌ی پوسته شروع می‌شود. با افزایش بار اعمالی، ترک

1- Cohesive Zone Model
2- Three point bending
3- Strain Energy Release Rate

ماتریسی در راستای ضخامت رشد نموده تا اینکه به لایه‌ی بعدی برسد و منجر به جدایی بین لایه‌ای بین دو لایه شود. همچنین با افزایش بار، جدایی بین لایه‌ای رشد می‌نماید تا رشد جدایی بین لایه‌ای ناپایدار گردد و یا حتی باعث شکست الیاف شود که در نهایت منجر به شکست نهایی سازه می‌شود.

لوتربچ و همکاران [7] در سال 2010، حساسیت خرابی را در سازه پوسته-تقویت کننده دارای انحنا مورد بررسی قرار داند. آن‌ها بیان نمودند که بدلیل اینکه در بسیاری از مطالعات قبلی، روش بسته شدن مجازی ترک (VCCT[1]) نتایج مطلوبی داشته است، برای انجام کارشان از این روش برای شبه سازی رشد جدایی بین لایه‌ای استفاده نمودند.

اما بررسی جدایش اتصال چسبی پوسته-تقویت کننده با استفاده از مدل ناحیه چسبنده نیز توسط برخی محققین مورد توجه قرار گرفته است که در ذیل به آن‌ها اشاره می‌شود.

کامانو و همکاران [8] در سال 2003، برای سازه‌های کامپوزیتی پوسته - تقویت کننده با استفاده از روش مدل ناحیه چسبنده تحلیل شکست انجام داده‌اند. آن‌ها هم‌چنین تاثیر تنش‌های پسماند حرارتی و آسیب اولیه را مورد بررسی قرار دادند. نتایج حاصل نشان از کارایی روش مزبور داشت.

واگنر و بالزانی [9] در سال 2007، جدایی بین لایه‌ای را در ورق‌های پوسته - تقویت کننده کامپوزیتی شبیه‌سازی نمودند. آن‌ها با استفاده از روش عددی و اجزاء محدود این کار را انجام دادند و برای بررسی اعتبار سنجی روش انجام شده دو مدل اجزاء محدود تیر طره‌ای و تیر طره‌ای تقویت شده با ریب، انجام دادند. در هر دو حالت از روش المان بین لایه‌ای برای پیش بینی شروع و رشد ترک بین لایه‌ای استفاده شده است.

برتولینی و همکاران [10] در سال 2009، جدایی پوسته از تقویت کننده را برای طراحی بدنه هواپیما در پس از کمانش تحلیل نمودند. نمونه‌هایی را که آن‌ها آزمایش نمودند، سازه‌ی پوسته- تقویت کننده بود که تحت بار خمش چهار نقطه قرار داشت. آن‌ها چندین حالت مختلف را با استفاده از روش بسته شدن مجازی ترک و روش المان بین‌لایه‌ای، بررسی نمودند. همچنین آن‌ها تاثیر دما و نوع تقویت کننده دارای باریک شوندگی و بدون باریک شوندگی را نیز مورد بررسی قرار دادند.

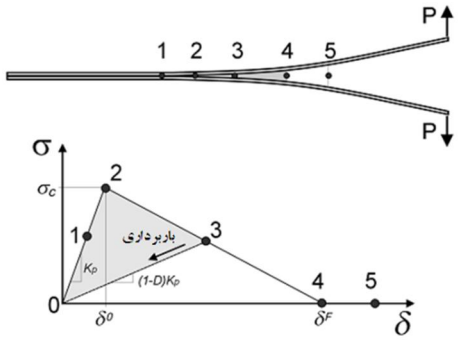
نتایج حاصل از بررسی محققین یاد شده نشان از کارایی روش مدل ناحیه چسبنده در مدل‌سازی جدایش سازه‌های پوسته-تقویت کننده دارد اما با این حال به دلیل فقدان تحقیق مناسب در زمینه بررسی جزئی اثرات نوع بارگذاری و لایه چینی به صورت مقایسه‌ای با استفاده از مدل ناحیه چسبنده، این موضوع در این تحقیق مورد توجه قرار گرفته است. بدین منظور یک مدل چسبنده قوی مبتنی بر روش بالزانی و واگنر [11] در نرم افزار انسیس کدنویسی شده و با استفاده از آن جدایش نمونه‌های تحت بارگذاری خمش سه نقطه‌ای و چهارنقطه‌ای با لایه چینی‌های مختلف مورد بررسی و آنالیز قرار گرفته است.

3- مدل ناحیه چسبنده دو خطی

اساس روش مدل ناحیه‌ی چسبنده بر پایه‌ی معرفی رابطه‌ی ساختاری نرم شونده در ناحیه‌ی آسیب دیده‌ی اطراف نوک ترک می‌باشد[12،13]. مکانیزم این روش برای مدل دوخطی در شکل 1 نشان داده شده است.

طبق شکل 1 رابطه تنش و کرنش (یا جابجایی) در المان بین لایه‌ای در ابتدا به صورت الاستیک خطی بوده و پس از رسیدن تنش به یک مقدار حداکثری که استحکام بین لایه‌ای در شرایط نسبت مودی مربوطه می‌باشد،

1- Virtual Crack Closure Technique



شکل 1 ناحیه‌ی چسبنده اطراف ترک و رابطه‌ی ساختاری المان بین لایه‌ای [14]

افت تدریجی سفتی المان بین لایه‌ای شروع می‌شود تا در نهایت با رسیدن سفتی المان بین لایه‌ای به مقدار صفر، المان بین لایه‌ای دچار تخریب کامل گردد. نسبت مقدار افت سفتی به سفتی اولیه در هر وضعیت کرنش، متغیر آسیب نامیده می‌شود. لازم به ذکر است که در هر وضعیت کرنش، باربرداری و بارگذاری مجدد بر روی خط الاستیک با سفتی فعلی صورت می‌گیرد. البته با توجه به عدم تاثیر تنش قائم فشاری در رشد ترک، معمولا فرض می‌شود در کرنش‌های قائم فشاری، افت سفتی متناظر اعمال نگردد [15].

المان بین لایه‌ای به کار رفته در این تحقیق از نوع المان 8 گره‌ای با ضخامت محدود می‌باشد. فرمول‌بندی این المان بر پایه‌ی فرمول بندی المان آجری شش وجهی ایزوپارامتریک بوده اما به جای شش مولفه‌ی تنش، تنها شامل سه مولفه‌ی تنش بین لایه‌ای یعنی تنش نرمال و تنش‌های برشی خارج صفحه‌ای می‌باشد. لازم به ذکر است که در این تحقیق از روش انتگرال-گیری گوس با هشت نقطه انتگرال‌گیری برای محاسبه‌ی ماتریس سفتی مماسی المان بین لایه‌ای استفاده شده است [15]. رابطه‌ی تنش- کرنش در رابطه‌ی ساختاری این المان، به صورت رابطه 1 می‌باشد [11]:

$$\sigma = C\,\varepsilon \quad \sigma = \{\sigma_{sn},\sigma_{tn},\sigma_n\}^{\mathrm{T}}, \varepsilon = \{\varepsilon_{sn},\varepsilon_{tn},\varepsilon_n\}^{\mathrm{T}}$$

$$C = \begin{cases} KI & \varepsilon_m^* \le \varepsilon_m^0 \\ (1-d)\,KI + dKI_c & \varepsilon_m^0 \le \varepsilon_m^* \le \varepsilon_m^f \\ KI_c & \varepsilon_m^* \ge \varepsilon_m^f \end{cases}$$

$$I_c = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dfrac{\langle -\varepsilon_n \rangle}{-\varepsilon_n} \end{bmatrix} \tag{1}$$

در رابطه‌ی 1، ε_i کرنش‌های متناظر با هر مود بارگذاری و K سفتی الاستیک اولیه المان بین لایه‌ای می‌باشد.

عملگر <> نیز به صورت رابطه 2 تعریف می‌شود.

$$\langle x \rangle = \begin{cases} 0 & x \le 0 \\ x & x > 0 \end{cases} \tag{2}$$

با استفاده از تعریف اخیر، در رابطه‌ی 1 برای کرنش‌های قائم فشاری، ویژگی تماسی المان به منظور جلوگیری از ورود صفحات ترک به یکدیگر در اثر تنش فشاری لحاظ شده است.

در رابطه‌ی 1، d پارامتر آسیب می‌باشد. این پارامتر نماینده‌ی میزان رشد

آسیب در المان بین لایه‌ای بوده و مقداری بین صفر تا یک را اختیار می‌کند. نکته مهم در مورد پارامتر آسیب این است که بایستی شرط بازگشت ناپذیر بودن آن در المان بین‌لایه‌ای در کدنویسی المان مدنظر قرار گیرد.

رابطه‌ی صریح پارامتر آسیب برای روابط ساختاری از نوع دو-خطی و در حالت مود ترکیبی به صورت رابطه 3 می‌باشد:

$$d = \frac{\varepsilon_m^f\left(\varepsilon_m - \varepsilon_m^0\right)}{\varepsilon_m\left(\varepsilon_m^f - \varepsilon_m^0\right)} \tag{3}$$

در رابطه‌ی 3، ε_m مقدار بیشینه‌ی کرنش موثر در هر مرحله از اعمال بار می‌باشد. همچنین ε_m^0 و ε_m^f به ترتیب کرنش‌های موثر متناظر با شروع و پایان تخریب می‌باشند. پارامتر کرنش موثر نیز به صورت رابطه (4) تعریف می‌شود:

$$\varepsilon_m = \sqrt{\langle\varepsilon_n\rangle^2 + \gamma_{sn}^2 + \gamma_{tn}^2} \tag{4}$$

3-1- پیش‌بینی شروع جدایی بین لایه‌ای در مود ترکیبی

در این پژوهش از معیار مجموع مربع نسبت تنش‌ها به استحکام‌ها برای پیش‌بینی نقطه‌ی شروع جدایی بین‌لایه‌ای استفاده شده است که رابطه‌ی آن به صورت رابطه 5 می‌باشد [16]:

$$\left(\frac{\langle\sigma_n\rangle}{\sigma_n^0}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{sn}}{\tau_{sn}^0}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{tn}}{\tau_{tn}^0}\right)^2 = 1 \tag{5}$$

با توجه به اینکه تنش‌های عمودی فشاری باعث شروع و رشد جدایی بین لایه‌ای نمی‌شوند، در این رابطه از عملگر <> استفاده شده که در صورت فشاری شدن تنش‌های عمودی، مقدار صفر را جایگزین خواهد کرد.

3-2- پیش‌بینی رشد جدایی بین لایه‌ای در مود ترکیبی

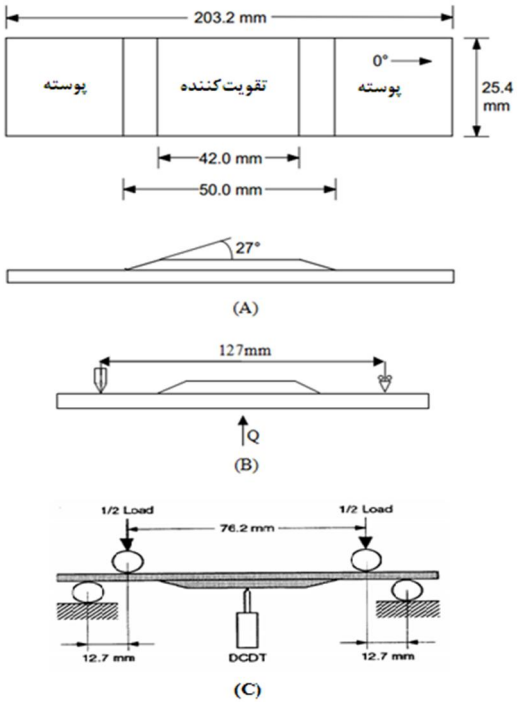
در مدل‌سازی رشد جدایی بین لایه‌ای توسط مفهوم ناحیه‌ی چسبنده، انرژی لازم برای تخریب المان و رشد ترک یا همان سطح زیر نمودار رابطه ساختاری در فضای تنش - جابجایی، با استفاده از تئوری گریفیث برابر چقرمگی شکست[1] مود بارگذاری مربوطه می‌باشد. در این تحقیق پیش‌بینی رشد جدایی بین لایه‌ای با معیار موسوم به B-K که توسط بنزگاق و کنان [17] ارائه شده، انجام شده است. این معیار بر اساس نرخ رهایی انرژی و چقرمگی شکست در مودهای I و II و همچنین پارامتر η که از آزمایش MMB[2] بدست می‌آید، در حالت کلی حضور مودهای سه گانه به صورت رابطه (6) ارائه می‌شود.

$$G_{IC} + \left(G_{IIC} - G_{IC}\right)\left(\frac{G_{\text{shear}}}{G_T}\right)^{\eta} = G_C, \quad G_T = G_I + G_{\text{shear}} \tag{6}$$

4- مشخصات نمونه و شرایط مرزی و بارگذاری

همان‌طور که بخش‌های قبل اشاره شد، در این تحقیق، ابتدا نمونه‌ای پوسته-تقویت کننده تحت بارگذاری خمش سه نقطه قرار خواهد گرفت و سپس دو نمونه با لایه چینی و تعداد لایه های متفاوت تحت بارگذاری خمش چهار نقطه قرار خواهند گرفت. شکل 2 هندسه مدل پوسته- تقویت کننده و شرایط بارگذاری و مرزی نمونه‌ها را نشان می‌دهد.

1- Fracture Toughness
2- Mixed Mode Bending



شکل 2 A) هندسه مدل پوسته - تقویت کننده B) بارگذاری و شرایط مرزی خمش سه نقطه C) بارگذاری و شرایط مرزی خمش چهار نقطه[2]

در هر سه نمونه، پوسته و تقویت کننده هر دو از کامپوزیت کربن-اپکسی IM6/3501-6 ساخته شده اند. خواص الاستیک این کامپوزیت در جدول 1 آورده شده است. همچنین خواص استحکام کامپوزیت مورد بررسی در جدول 2 آمده است.

در جدول 2 زیرنویس T مربوط به آزمایش کشش و زیرنویس C مربوط به آزمایش فشار می‌باشد.

نحوه لایه چینی اجزاء نمونه‌ها در جدول 3 آمده است.

ضخامت هر لایه پوسته و تقویت کننده 0/188 میلی متر می‌باشد. همچنین ضخامت المان بین لایه‌ای 0/01 میلی متر در نظر گرفته شده است. برای مدلسازی ابتدا لایه‌های پوسته و تقویت کننده و چسب واسط به صورت حجم‌های متناظر مدل شده و سپس حجم‌ها به هم پیوسته می‌شوند. لایه‌های

جدول 1 مشخصات مکانیکی IM6/3501-6 استفاده شده در لایه‌های پوسته – تقویت کننده [2]

E_x(GPa)	E_y(GPa)	G_{xy}(GPa)	ν_{xy}	ν_{yz}
144/7	9/65	5/2	0/3	0/45

جدول 2 مشخصات استحکامی IM6/3501-6 استفاده شده در لایه‌های پوسته – تقویت کننده[18]

X_T(MPa)	X_C(MPa)	Y_T(MPa)	Y_C(MPa)	S(MPa)
1450	1130	61	250	142

جدول 3 نوع لایه چینی اجزاء نمونه‌های مورد بررسی

لایه چینی	نام قطعه
[0/45/90/-45/45/-45/0]s	پوسته نمونه خمش سه نقطه
$[45/-45/0/0/45/90/-45]_s$	پوسته نمونه خمش چهار نقطه A
$[90/45/0/0/-45/45/-45/90]_s$	پوسته نمونه خمش چهار نقطه D
$[45/90/-45/0/90]_s$	تقویت کننده هر سه نمونه

کامپوزیت با المان SOLID185 که با المان چسبنده سازگار می‌باشد، المان-بندی شده‌اند. هم‌چنین لازم به ذکر است که در این تحقیق از دو المان بین لایه‌ای استفاده شده است. یک نوع المان بین لایه‌های کامپوزیت خود پوسته و تقویت کننده و نوع دیگر بین سطح مشترک پوسته و تقویت کننده به کار رفته است. باید توجه داشت، منظور از المان بین لایه‌ای المان چسبنده می-باشد که در محل‌های بحرانی یعنی مکان‌هایی که احتمال ایجاد آسیب و جدایی بین لایه‌ای وجود دارد، قرار داده می‌شود.

خواص المان بین لایه‌ای استفاده شده بین لایه‌های کامپوزیت خود پوسته و تقویت کننده، در جدول 4 آورده شده است.

همچنین مشخصات المان بین لایه‌ای استفاده شده در سطح مشترک پوسته و تقویت کننده در جدول 5 آورده شده است.

باید دقت داشت که در مدل‌سازی اجزاء محدود باید برای مش بندی نواحی که مستعد شروع خرابی می باشند از المان‌های ریزتر استفاده نمود. این موضوع در این پژوهش نیز رعایت شده است که در شکل 3 مشاهده می‌شود.

5- نتایج تحلیل اجزاء محدود

در این بخش ابتدا نتایج حاصل از تحلیل اجزاء محدود نمونه تحت بارگذاری خمش سه نقطه و سپس نتایج نمونه‌های تحت بارگذاری خمش چهار نقطه مورد بررسی قرار خوهد گرفت.

5-1- نتایج تحلیل نمونه تحت خمش سه نقطه

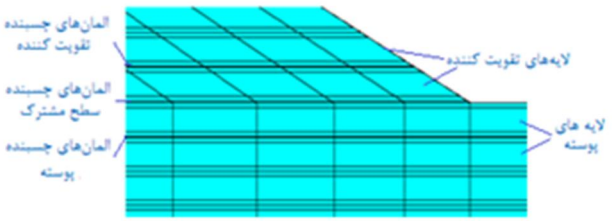
نمونه توصیف شده در بخش قبل، تحت بارگذاری خمش سه نقطه ای به صورت کنترل جابجایی به میزان 4 میلیمتر در وسط قطعه قرار گرفت. شکل 4 مقایسه نمودار بار– جابجایی حاصل از آزمایش ویتکوویچ و همکاران [2] در سال 1998 و نتایج به‌دست آمده از تحلیل اجزاء محدود آورده شده است. همان‌طور که در شکل 4 مشاهده می‌شود، نتایج بدست آمده از تحلیل اجزاء محدود سازگاری خوبی با نتایج بدست آمده از آزمایش دارد. بار حداکثر حاصل از آزمایش 405 نیوتن می‌باشد، در حالی‌که مقدار متناظر تحلیل اجزاء

جدول 4 خواص المان بین لایه‌ای استفاده شده داخل لایه های پوسته و لایه‌های تقویت کننده [8]

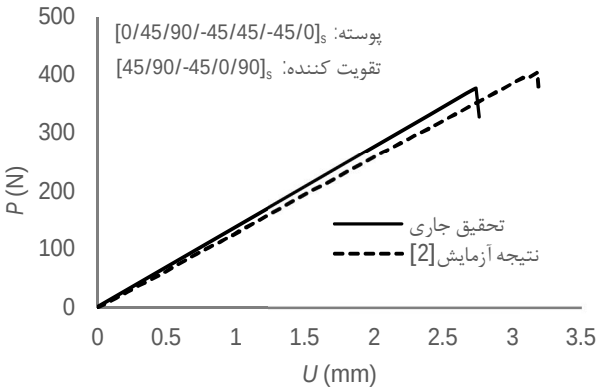
σ_0(GPa)	τ_0(GPa)	G_{Ic}(N/mm)	G_{IIc}(N/mm)	η
61	68	0/075	0/547	1/45

جدول 5 خواص المان بین لایه‌ای استفاده شده در سطح مشترک پوسته و تقویت کننده[19]

σ_0(GPa)	τ_0(GPa)	G_{Ic}(N/mm)	G_{IIc}(N/mm)	η
42/12	37	0/075	0/547	1/45



شکل 3 نحوه استفاده از مش ریز شده در نواحی بحرانی

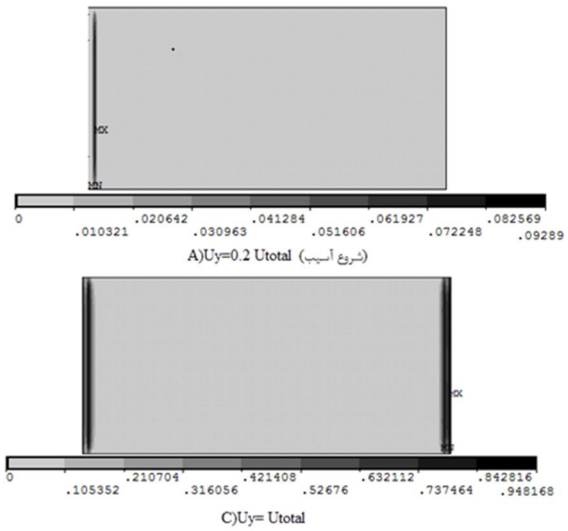


شکل 4 نمودار بار – جابجایی حاصل از تحلیل اجزاء محدود و آزمایش خمش سه نقطه

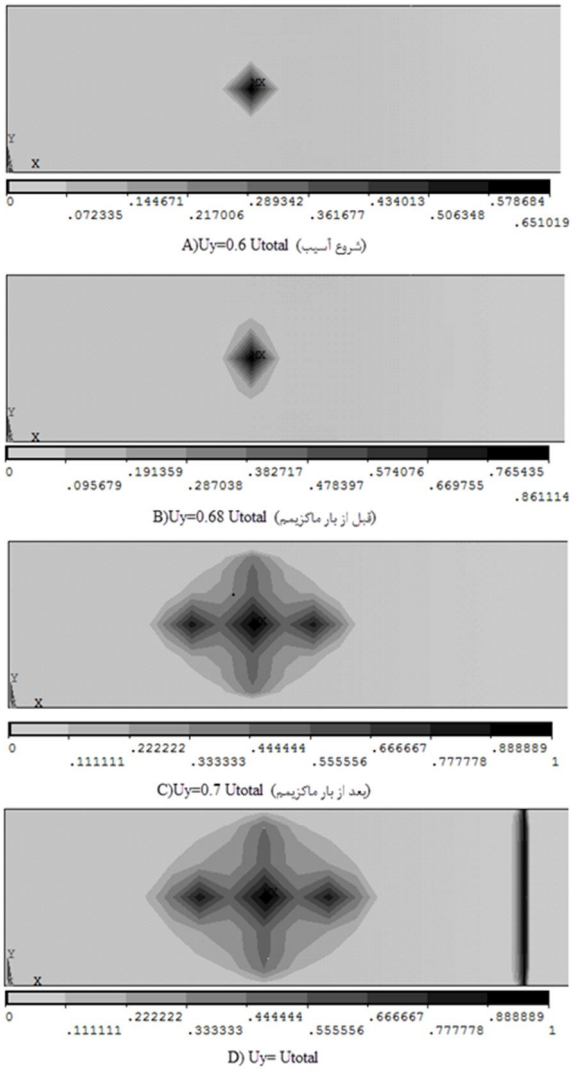
محدود 379 نیوتن است که تنها مقدار خطای حدود 5 درصد را نشان می-دهد که دقت تحلیل با استفاده از روش المان چسبنده را نشان می‌دهد.

نتایج تحلیل تنش در بار حداکثر نشان می‌دهد که حداکثر تنش در راستای الیاف، در نزدیک‌ترین لایه پوسته کامپوزیتی به اتصال چسبی(لایه صفر درجه) در مجاورت اتصال چسبی رخ می‌دهد، جایی که تغییر مقطع ناگهانی وجود دارد و بیشترین نسبت ممان خمشی به ممان اینرسی مقطع وجود دارد و به دلیل تخریب احتمالی قسمت‌های کناری چسب، این لایه مجبور به تحمل تنش بیشتری نیز شده است. مقدار این تنش حداکثر برابر حدود 630 مگاپاسکال می‌باشد، که بسیار کمتر از استحکام کامپوزیت در راستای الیاف که برابر با 1450 مگاپاسکال است می‌باشد. لذا به استثنای ترک‌های ماتریسی جزئی احتمالی در سازه که اثر زیادی در افت سفتی کلی سازه ندارند، تخریب غالبی حتی در بار حداکثر در خود سازه رخ نداده است. در نتیجه احتمالا منشا اصلی آغاز خرابی جدایش اتصال چسبی است که در ادامه بررسی می-شود. بایستی تاکید نمود که عدم افت سفتی غالب در نمودار بار- جابجایی آزمایش، خود گواهی محکم بر جزئی بودن ترک‌های ماتریسی ایجاد شده می‌باشد.

شکل‌های 5 و 6 توزیع متغیر خرابی را در زیر مرحله‌های مختلف در المان بین لایه‌ای استفاده شده در سطح مشترک پوسته– تقویت کننده و داخل پوسته نشان می‌دهند.



شکل 5 نحوه رشد متغیر آسیب در سطح مشترک پوسته- تقویت کننده تحت بار خمش سه نقطه



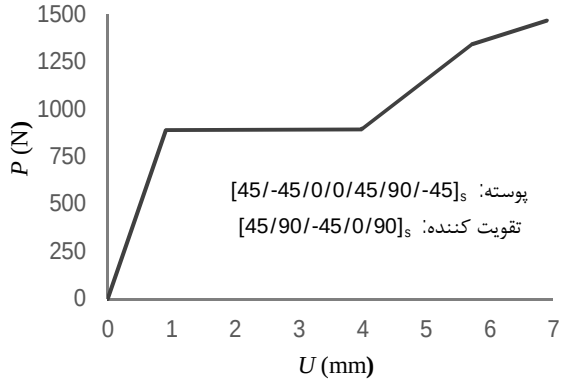
شکل 6 نحوه رشد متغیر آسیب المان بین لایه‌ای در یک نیمه پوسته تحت بار خمش سه نقطه

لازم به ذکر است که در طول بارگذاری هیچ‌گونه رشد آسیب در المان بین لایه‌ای واقع در داخل لایه‌های تقویت کننده مشاهده نشد. لذا توزیع متغیر آسیب در آن ترسیم نشده است.

با دقت در شکل‌های 5 و 6 می‌توان دریافت که خرابی در المان بین لایه‌ای سطح مشترک پوسته و تقویت کننده زودتر از المان بین لایه‌ای پوسته شروع می‌شود. علت این مطلب را می‌توان به این موضوع نسبت داد که در اتصال چسبی مابین پوسته و تقویت کننده به ویژه در لبه ها به دلیل وجود تنش‌های S_z و S_{xz}، هر دو مود خرابی بازشوندگی و برشی فعال هستند، در حالی که در داخل پوسته تقریبا تنها مود برشی حضور دارد. با این حال به دلیل مقدار و سرعت رشد کم متغیر آسیب در اتصال چسبی، در ابتدا افت سفتی در نمودار بار جابجایی مشاهده نمی‌شود. اما از لحظه شروع رشد متغیر آسیب در داخل المان بین لایه‌ای پوسته، این امر شدت گرفته و در نهایت منجر به افت سفتی کلی سازه می‌گردد.

5-2- نتایج تحلیل نمونه تحت خمش چهار نقطه

در این بخش به بررسی تحلیل نمونه‌های A و D تحت بارگذاری خمش چهار نقطه به صورت کنترل نیرو، پرداخته خواهد شد. بدین منظور ابتدا نتایج



شکل 7 نمودار بار - جابجایی حاصل از تحلیل عددی برای نمونه پوسته - تقویت کننده A تحت بارگذاری خمش چهار نقطه

نمونه A و سپس نتایج نمونه D مورد بررسی قرار خواهد گرفت و نتایج با یکدیگر مقایسه می‌گردد.

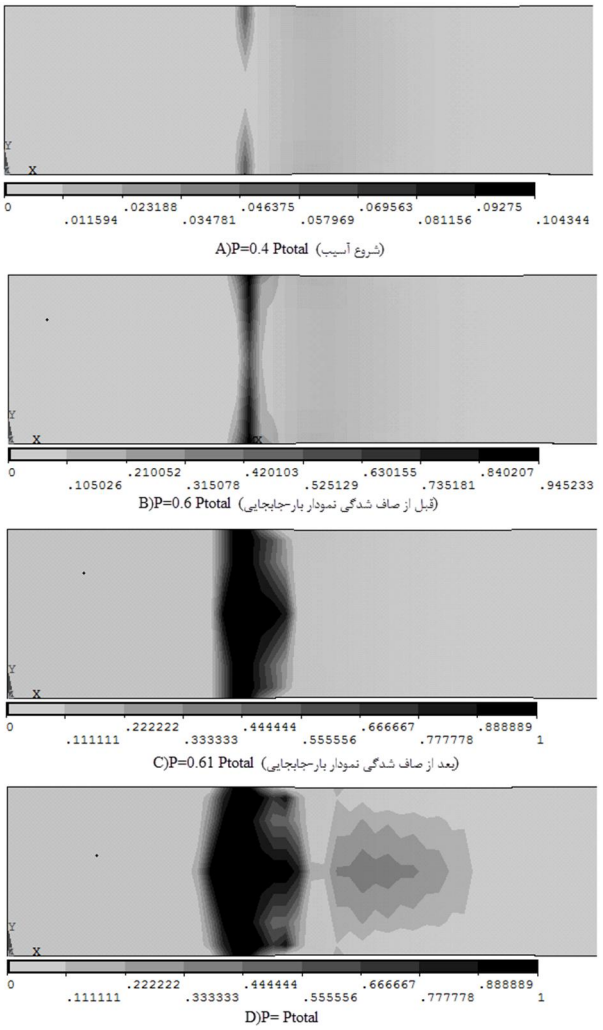
ابتدا نتایج نمونه A بررسی می‌شود. بار تخریب استاتیکی بدست آمده از آزمایش‌های مرجع [20] برای نمونه‌ی A، 1470 نیوتن می‌باشد. بنابراین این بار در حل استاتیکی در روش اجزاء محدود به عنوان بار اعمالی استفاده شده است. شکل 7 نمودار بار-جابجایی حاصل از تحلیل عددی را نشان می‌دهد.

همان‌طور که در شکل 7 مشاهده می‌شود، در ابتدا و قبل از ایجاد آسیب، بار با شیب نسبتا تند بصورت الاستیک، زیاد می‌شود. تقریبا در 60 درصد بار اعمالی، المان بین لایه‌ای پوسته دچار آسیب جدی می‌شود و در نمودار بار – جابجایی نیز منطقه‌ی صاف شدگی با شیب بسیار کم مشاهده می‌شود که مربوط به همین آسیب می‌باشد که در ادامه آورده می‌شود. همان‌طور که انتظار می‌رود بعد از رشد آسیب، بدلیل اینکه سازه بخشی از باربری خود را از دست می‌دهد، شیب نمودار کمتر می‌شود. در ادامه در انتها دوباره شیب نمودار افت می‌نماید که این افت، بدلیل رشد آسیب در المان بین لایه‌ای سطح مشترک می‌باشد که در 97 درصد بار اعمالی رخ می‌دهد جایی‌که کمی پس از آن اتصال چسبی به مقدار زیادی دچار جدایش شده است و تقریبا معادل بار نهایی آزمایش می‌باشد.

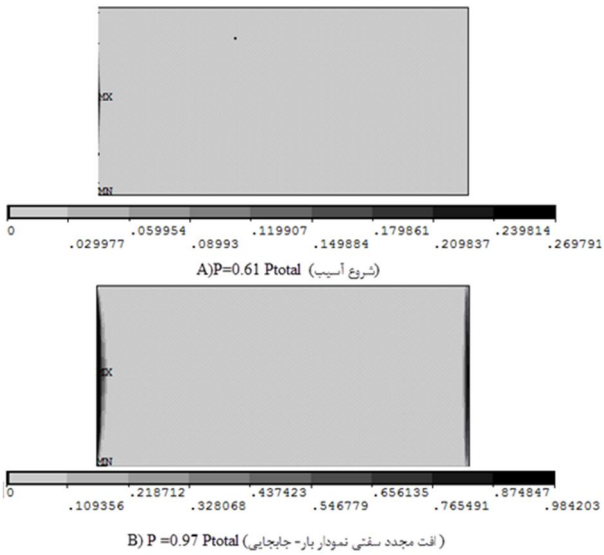
در اینجا نیز نتایج تحلیل تنش در بار حداکثر نشان می‌دهد که حداکثر تنش در راستای الیاف که در لایه مجاور اتصال چسبی پوسته (لایه 45 درجه) رخ می‌دهد، برابر حدود 645 مگاپاسکال می‌باشد. این تنش بسیار کمتر از استحکام کامپوزیت در راستای الیاف که برابر با 1450 مگاپاسکال است می‌باشد، لذا به استثنای ترک‌های ماتریسی جزئی احتمالی در سازه که اثر زیادی در افت سفتی کلی سازه ندارند، تخریب غالبی حتی در بار حداکثر در خود سازه رخ نداده است، در نتیجه احتمالا منشا اصلی آغاز و ادامه خرابی، جدایش اتصال چسبی است. در ادامه نحوه رشد خرابی المان بین لایه‌ای استفاده شده در پوسته و سطح مشترک پوسته و تقویت کننده آورده خواهد شد که این موضوع را تایید می‌کند. لازم به ذکر است که در اینجا نیز رشد آسیبی در المان بین لایه‌ای داخل تقویت کننده رخ نداد که این موضوع منطبق بر مشاهدات تجربی ویتکویچ و همکاران[20] می‌باشد.

شکل 8 توزیع متغیر خرابی در المان بین لایه‌ای پوسته نمونه A را نشان می‌دهد.

شکل 9 نیز توزیع متغیر خرابی در المان بین لایه‌ای سطح مشترک نمونه A را در مراحل مختلف اعمال بار نشان می‌دهد.



شکل 8 توزیع خرابی المان بین لایه‌ای استفاده شده در یک نیمه پوسته نمونه A



شکل 9 توزیع متغیر آسیب در سطح مشترک پوسته - تقویت کننده نمونه A

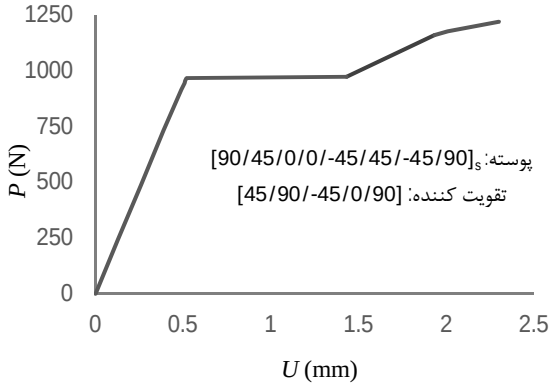
همان‌طور که در شکل 8 مشاهده می‌شود، شروع خرابی در المان بین لایه‌ای پوسته، در 40 درصد بار اعمالی شروع می‌شود ولی این خرابی بسیار ناچیز می‌باشد. در 60 درصد بار اعمالی (قبل از صاف شدگی نمودار بار– جابجایی) خرابی نسبتا رشد کرده و در 61 درصد بار اعمالی که متناظر با انتهای ناحیه صاف شدگی نمودار بار– جابجایی می‌باشد، خرابی رشد قابل توجهی نموده است. به علاوه همان‌طور که در شکل 9 مشاهده می‌شود، شروع خرابی در المان بین لایه ای اتصال چسبی بین پوسته و تقویت کننده در 61 درصد بار اعمالی می‌باشد. با اعمال بار بیشتر، خرابی در این المان رشد کرده تا در نهایت در 97 درصد بار اعمالی خرابی رشد قابل توجهی می‌نماید. در این لحظه نمودار بار- جابجایی دچار افت مجدد در سفتی می‌شود که در شکل 7 قابل مشاهده است.

اکنون به بررسی نتایج تحلیل اجزاء محدود نمونه D پرداخته خواهد شد. بار تخریب استاتیکی بدست آمده از آزمایش‌های مرجع [20] برای نمونه‌ی D، 1220 نیوتن می‌باشد. بنابراین این بار در حل استاتیکی در روش اجزاء محدود به عنوان بار اعمالی استفاده شده است. شکل 10 نمودار بار- جابجایی حاصل از تحلیل عددی را نشان می‌دهد.

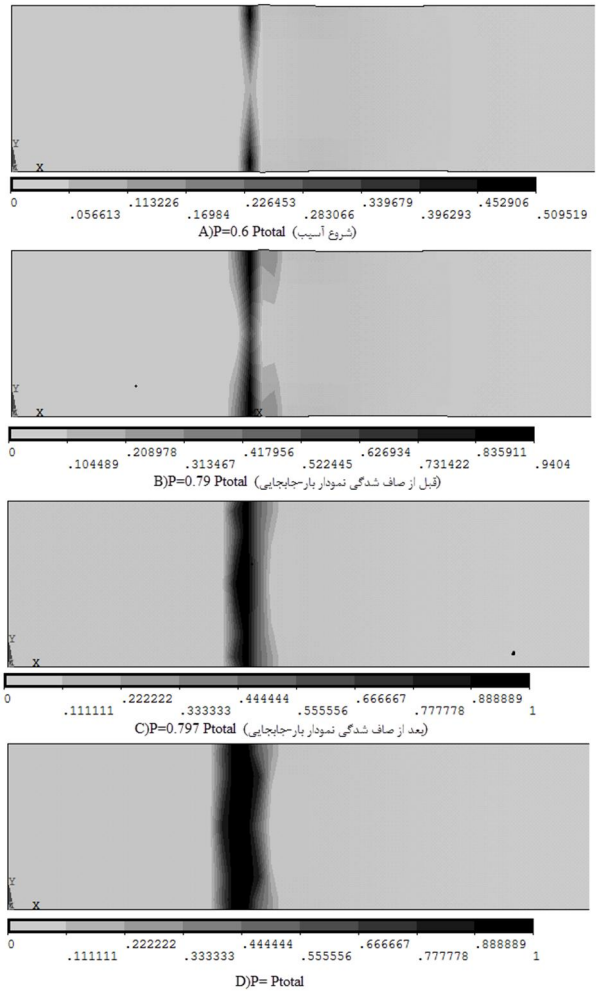
مطابق شکل 10، در ابتدا و قبل از ایجاد آسیب، بار با شیب نسبتا تند بصورت الاستیک، زیاد می‌شود. تقریبا در 79/3 درصد بار اعمالی، المان بین لایه‌ای پوسته دچار آسیب جدی می‌شود و در نمودار بار – جابجایی نیز منطقه‌ی صاف شدگی مشاهده می‌شود که مربوط به همین آسیب می‌باشد. همان‌طور که انتظار می‌رود بعد از رشد آسیب، بدلیل اینکه سازه بخشی از باربری خود را از دست می‌دهد، شیب نمودار کمتر می‌شود. در انتها دوباره شیب نمودار افت می‌نماید که این افت، بدلیل رشد آسیب در المان بین لایه‌ای سطح مشترک می‌باشد که در 96 درصد بار اعمالی رخ می‌دهد. جایی که تقریبا معادل بار نهایی آزمایش می‌باشد. در این حالت نیز توزیع تنش نشان می‌دهد که در این بار هنوز شکست الیافی صورت نگرفته است. لذا به استثنای ترک‌های ماتریسی جزئی احتمالی در سازه که اثر زیادی در افت سفتی کلی سازه ندارند، تخریب غالبی حتی در بار حداکثر در خود سازه رخ نداده است، در نتیجه احتمالا منشا اصلی آغاز و ادامه خرابی، جدایش اتصال چسبی است. در ادامه نحوه رشد خرابی المان بین لایه‌ای استفاده شده در پوسته و سطح مشترک پوسته و تقویت کننده آورده خواهد شد که این موضوع را تأیید می‌کند. لازم به ذکر است که در اینجا نیز رشد آسیبی در المان بین لایه‌ای داخل تقویت کننده رخ نداد.

شکل 11 توزیع متغیر خرابی در المان بین لایه‌ای پوسته نمونه D را نشان می‌دهد.

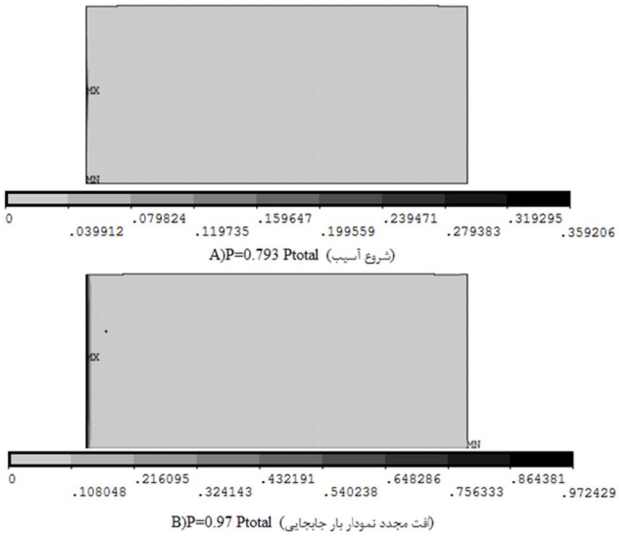
شکل 12 نیز توزیع متغیر خرابی در المان بین لایه‌ای سطح مشترک نمونه D را در مراحل مختلف اعمال بار نشان می‌دهد.



شکل 10 نمودار بار - جابجایی حاصل از تحلیل عددی برای نمونه پوسته - تقویت کننده D تحت بارگذاری خمش چهار نقطه



شکل 11 توزیع خرابی المان بین لایه‌ای استفاده شده در یک نیمه پوسته نمونه D



شکل 12 توزیع متغیر آسیب در سطح مشترک پوسته - تقویت کننده نمونه D

همان‌طور که در شکل 11 مشاهده می‌شود، شروع خرابی در پوسته، در 60 درصد بار اعمالی شروع می‌شود ولی این خرابی بسیار ناچیز می‌باشد. در 79 درصد بار اعمالی (قبل از صاف شدگی نمودار بار– جابجایی) خرابی نسبتا رشد کرده و در 79/3 درصد بار اعمالی که متناظر با ناحیه صاف شدگی نمودار بار– جابجایی می‌باشد، خرابی رشد قابل توجهی نموده است. همانطور که در شکل 12 مشاهده می‌شود، شروع خرابی در سطح مشترک پوسته و تقویت کننده در 79/3 درصد بار اعمالی می‌باشد. با اعمال بار بیشتر، خرابی در اتصال چسبی رشد کرده تا در نهایت در 97 درصد بار اعمالی خرابی رشد قابل توجهی می‌نماید. در این لحظه نمودار بار بر حسب جابجایی دچار افت مجدد در سفتی می‌شود که در شکل 10 قابل مشاهده است.

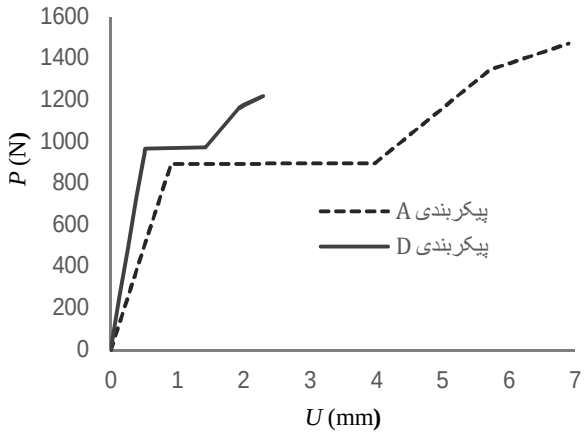
3-5- مقایسه نتایج

نکته قابل تمایزی که در نتایج بارگذاری خمش چهار نقطه نسبت به سه نقطه مشاهده شد، این بود که در خمش سه نقطه آسیب ابتدا از اتصال چسبی بین پوسته و تقویت کننده شروع می‌شود، در حالی که در خمش چهار نقطه آسیب ابتدا از داخل المان بین لایه ای پوسته در مجاورت اتصال چسبی آغاز می‌گردد. علت این موضوع را می‌توان این‌گونه بیان کرد که در خمش چهار نقطه، در قسمت مابین اعمال دو بار که موضع اتصال چسبی پوسته به تقویت کننده می‌باشد، خمش خالص وجود دارد و نیروی برشی صفر است. در نتیجه یکی از منابع ایجاد جدایش در این ناحیه حذف شده است، در حالی‌که که در خمش سه نقطه این‌گونه نبود. به علاوه تغییر شکل در خمش چهار نقطه یکنواخت تر است و تنش قائم خارج صفحه ای کمتری نیز در اتصال چسبی ایجاد می‌گردد.

در ادامه به مقایسه نتایج دو نمونه خمش چهارنقطه A و D پرداخته خواهد شد.

همان‌طور که در بخش‌های قبل اشاره شد، پوسته نمونه A از 14 لایه بصورت [45/-45/0/0/45/90/-45]s تشکیل شده است و نمونه حالت D از 16 لایه تشکیل شده و بصورت [90/45/0/0/-45/45/-45/90]s لایه چینی شده است. لایه چینی تقویت کننده نیز در دو حالت مشابه و به صورت [45/90/-45/0/90]s می‌باشد. شکل 13 مقایسه نمودار بار– جابجایی دو نمونه A و D را نشان می‌دهد.

مطابق شکل 13 شیب ابتدایی نمودار بار-جابجایی در نمونه D بیشتر می‌باشد که ناشی از صلبیت خمشی بالاتر آن نسبت به نمونه A می‌باشد. به علاوه همان‌طور که در شکل 16 مشاهده می‌شود، اگرچه خرابی در نمونه A زودتر از نمونه D شروع شده است ولی نمونه A استحکام نهایی بیشتری نسبت به نمونه D دارد که مشاهدات تجربی ویتکویچ و همکاران [20] نیز این موضوع را تایید می‌کند. به علاوه ویتکویچ و همکاران به این نتیجه



شکل 13 مقایسه نمودار بار- جابجایی دو نمونه A و D تحت خمش چهار نقطه

رسیدند که آسیب در سطح مشترک نمونه A زودتر از سطح مشترک نمونه D رخ می‌دهد که تحلیل اجزاء محدود انجام شده در این پژوهش نیز همین موضوع را تایید می‌نماید بطوری‌که شروع آسیب در سطح مشترک نمونه A تقریبا در بار 894 نیوتن یعنی 60 درصد بار نهایی وارد بر نمونه A رخ می‌دهد در حالیکه شروع آسیب در سطح مشترک نمونه D تقریبا در بار 967 نیوتن یعنی 79 درصد بار نهایی وارد بر نمونه D رخ می‌دهد. برای توضیح چرایی شروع زودتر خرابی در نمونه A می‌توان گفت که به دلیل ضخامت بیشتر پوسته در نمونه D، طبیعی است که در یک بار معین سطح تنش در نمونه D پایین تر بوده و در نتیجه تخریب در آن دیرتر از نمونه A رخ می‌دهد. اما از آنجا که اتصال چسبی به کار رفته بین پوسته و تقویت کننده در نمونه A مابین دو لایه مشابه 45 درجه می‌باشد در حالی که در نمونه D مابین لایه های 90 و 45 درجه می‌باشد، به دلیل عدم تطابق خواص مادی بین دو لایه 90 و 45 درجه، شدت تنش‌های بین لایه‌ای در نمونه D بیشتر می‌باشد، لذا پس از شروع خرابی در المان بین لایه‌ای پوسته، خرابی در سطح مشترک پوسته و تقویت کننده با سرعت بیشتری رشد می‌کند و در نتیجه استحکام نهایی در نمونه A بیشتر می‌باشد.

6- جمع بندی و نتیجه گیری

در این تحقیق برای اولین بار به بررسی کارایی مدل ناحیه چسبنده در پیش‌بینی مکانیزم خرابی اتصال سازه‌های پوسته– تقویت کننده به صورت تفصیلی و مقایسه‌ای پرداخته شد. در این راستا اثرات نوع بارگذاری و ترتیب لایه‌چینی در تعویق تخریب در این سازه‌ها مورد بررسی قرار گرفت. بدین منظور در ابتدا یک مدل ناحیه چسبنده قوی در نرم افزار انسیس پیاده‌سازی گشت. سپس سازه پوسته – تقویت کننده تحت بارگذاری خمش سه نقطه استاتیکی قرار گرفت و نتایج تحلیل اجزاء محدود بدست آمده با نتایج آزمایش انجام شده توسط ویتکویچ و همکاران [20،2] مورد مقایسه قرار گرفت که سازگاری خوبی بین نمودار بار– جابجایی حاصل از تحلیل عددی و آزمایش بدست آمد.

سپس دو نوع پوسته – تقویت کننده با نوع لایه چینی و تعداد لایه‌های متفاوت تحت بارگذاری خمش چهار نقطه قرار گرفت و نتایج بدست آمده مورد مقایسه و تحلیل قرار گرفت. مقایسه نتایج حاصل از تحلیل عددی با مشاهدات آزمایشی نشان داد که مدل ناحیه چسبنده به خوبی رفتار خرابی جدایی بین لایه‌ای را پیش‌بینی می‌کند.

نکته قابل تمایزی که در نتایج بارگذاری خمش چهار نقطه نسبت به سه نقطه مشاهده شد، این بود که در خمش سه نقطه آسیب ابتدا از اتصال چسبی بین پوسته و تقویت کننده شروع می‌شود، در حالی که در خمش چهار نقطه آسیب ابتدا از داخل المان بین لایه ای پوسته در مجاورت اتصال چسبی آغاز می‌گردد. به علاوه اگرچه نرخ رشد آسیب در خمش چهارنقطه بیشتر از خمش سه نقطه می‌باشد اما تخریب نهایی در خمش سه نقطه ناگهانی‌تر صورت می‌گیرد.

نتایج تحلیل خمش چهارنقطه نشان داد که اگرچه خرابی در نمونه A زودتر از نمونه D شروع شده است ولی نمونه A استحکام نهایی بیشتری نسبت به نمونه D دارد که مشاهدات تجربی ویتکویچ و همکاران [20] نیز این موضوع را تایید می‌کند. با تحلیل نتایج می‌توان نتیجه گرفت که برای افزایش استحکام سازه‌های پوسته-تقویت کننده بهتر است از قرارگیری لایه‌های 45 و 90 درجه در محل اتصال پوسته و تقویت کننده اجتناب نمود.

7- مراجع

[1] R. Krueger, P. J. Minguet, T. Kevin O'Brien, A method for calculating strain energy release rates in preliminary design of composite skin/stringer debounding under multi-axial loading, *Composite Structures: Theory and Practice,* ASTM STP 1383, pp. 105-128, 2000.

[2] M. K. Cvitkovich, R. Krueger, T. O'Brien, and P. J. Minguet, Debonding In composite skin/stringer configuration under multi-axial loading, *Proceedings of the 13th Annual Technical Conference on Composite Materials,* 1998.

[3] M. A. Ghasemi, M. Yazdani, S. M. Hosseini, 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. (In Persian)

[4] K. Daneshjou, R. Madoliat, M. Talebitooti, Three-dimensional vibration analysis and critical speed of rotating orthogonally stiffened laminated cylindrical shells under axial load and pressure, *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 12, No. 6, 2012. (In Persian).

[5] R. Krueger , P. J. Minguet, Analysis of composite skin–stiffener debound specimens using a shell/3D modeling technique, *Composite Structures,* Vol. 81, pp. 41–59, 2007.

[6] H. Hosseini-Toudeshky, B. Mohammadi, B. Hamidi, H. R. Ovesy, Analysis of composite skin/stiffener debounding and failure under uniaxial loading, *Composite Structures,* Vol. 75, pp. 428–436, 2006.

[7] S. Lauterbach, A. C. Orifici, W. Wagner, C. Balzani, H. Abramovich, R. Thomson, Damage sensitivity of axially loaded stringer-stiffened curved CFRP panels, *Composites Science and Technology,* Vol. 70, pp. 240–248, 2010.

[8] P. P. Camanho, C. G. Davila and S. T. Pinho, Fracture analysis of composite co-cured structural joints using decohesion elements, *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures,* Vol. 27, pp. 745–757, 2003.

[9] W. Wagner, C. Balzani, Simulation of delamination in stringer stiffened fiber-reinforced composite shells, *Computers and Structures,* Vol. 86, pp. 930–939, 2008.

[10] J. Bertolini, B. Castanié, J. J. Barrau, J.P Navarro. Multi-level experimental and numerical analysis of composite stiffener debonding. Part 1: Non-specific specimen level, *Composite Structures,* Vol. 90, pp. 381–391, 2009.

[11] C. Balzani, W. Wagner, An interface element for the simulation of delamination in unidirectional fiber-reinforced composite laminates, *Engineering Fracture Mechanics,* Vol. 75, No. 9, pp. 2597–2615, 2008.

[12] G. I. Barenblatt, The mathematical theory of equilibrium cracks in brittle fracture, *Advanced Applied Mechanics,* Vol. 7, pp. 55–129, 1962.

[13] X. P. Xu, A. Needleman, Numerical simulations of fast crack growth in brittle solids, *Journal of the Mechanics and Physics of Solids,* Vol. 42, No. 9, pp. 1397–1434, 1994.

[14] P. P. Camanho, C. G. Da´vila, M. F. De Moura, Numerical Simulation of Mixed-mode Progressive Delamination in Composite Materials, *Journal of Composite Materials,* Vol. 37, No. 16, pp. 1415–1438, 2003.

[15] D. Salimi-Majd, *Investigation of delamination in laminated composites under fatigue loading using the cohesive interface element,* Msc Thesis, School of mechanical engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, 2013. (In Persian)

[16] L. Ye, "Role of matrix resin in delamination onset and growth in composite laminates, *Composites Science and Technology,* Vol. 33, No. 4, pp. 257–277, 1988.

[17] M. L. Benzeggagh, M. Kenane, Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus, *Composites Science and Technology,* Vol. 56, No. 4, pp. 439–449, 1996.

[18] C. G. Dávila, P. P. Camanho, M. F. Moura , Progressive damage analyses of skin/stringer debonding, *Proceedings Of American Society of Composites Annual Technical Conference,* 16th Technical Conference, Blacksburg, 2001.

[19] M. Garg, G. H. Abumeri, D. Huang, validation of class of applications using progressive failure and discrete cohesive zone model for line and surface cracks, *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference,* 2009.

[20] M.K. Cvitkovich, T. O'Brien, P. J. Minguet, Fatigue debonding characterization in composite skin/stringer configurations, *National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center, Hampton,* NASA Technical Memorandum 110331, 1997.