



نشریه علمی پژوهشی

علوم و فناوری کامپوزیت

http://jstc.iust.ac.ir



## تحلیل رفتار پس‌کمانش پنل‌های زینی شکل تک‌جهته کامپوزیتی حاوی تورق با استفاده از

## مدل ناحیه چسبنده

مرتضی مرادی<sup>1</sup>، بهنام عامری<sup>1</sup>، بیژن محمدی<sup>2\*</sup>

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

\* تهران، 13114-16846، bijan\_mohammadi@iust.ac.ir

## چکیده

## اطلاعات مقاله

در این مقاله تحلیل گسترده‌ای بر روی پیش‌بینی رفتار کمانش و پس‌کمانش پنل‌های متورق کامپوزیتی تک‌جهته دارای انحنا (کمان صفر و 60 درجه) به روش المان محدود انجام شده است. تحلیل با استفاده از قانون کشش-جدایش برای هندسه‌های حاوی یک و دو تورق عرضی صورت پذیرفته و جدایش بین لایه‌های مجاور حاوی این آسیب و اثر متقابل آن در پاسخ به بارگذاری فشاری ارزیابی شده است. اثر هندسه بدون عیب، هندسه‌های حاوی تورق بدون قابلیت رشد و دارای قابلیت رشد بر روی رفتار پس‌کمانش مورد بررسی قرار گرفته است. تأثیر متقابل غیرخطی بسیار پیچیده بین هندسه، ماده و تغییر شکل‌های بزرگ در نظر گرفته شده است. پنل‌های با زاویه کمان صفر درجه با دیگر مقالات موجود مقایسه شده و تطابق مناسبی حاصل گردیده است. تفاوت بین رفتار کمانشی این سازه‌ها در حضور یک و دو تورق مورد تحلیل قرار گرفته و همچنین تمایز بین هندسه‌های تخت و زینی شکل در رفتار کمانش کلی، محلی و رشدهای پایدار و ناپایدار تورق مدنظر می‌باشد.

دریافت: 97/02/19

پذیرش: 97/04/29

## کلیدواژگان:

پس‌کمانش

ناحیه چسبنده

تورق

انحنا

کامپوزیت

## Post buckling behavior analysis of unidirectional saddle shaped composite panels containing delaminations using cohesive zone modeling

Morteza Moradi, Behnam Ameri, Bijan Mohammadi

School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

\* P.O.B. 16846-13114, Tehran, Iran, bijan\_mohammadi@iust.ac.ir

## Keywords

Post-buckling  
Cohesive zone modeling  
Delamination  
Curvature  
Composite

## Abstract

In this paper an extensive analysis have been performed on the buckling and post buckling response of unidirectional delaminated composite panels with the different curvatures (zero and 60 degrees of arc's angle) by means of finite element method. Adjacent plies debonding is simulated by traction-separation law for the geometries containing one and two delaminations through the width and the influence of them on the response of the structure to the compressive loading is investigated. The effect of intact geometry and defective geometry containing delaminations with and without growth capability have been investigated. The complex contribution between nonlinear geometry, material non linearity, and large deformation is considered. Comparing the present results with other literatures in the special case of flat plates, indicates an excellent accuracy. The differences between the global and local buckling response, stable and unstable delamination growth of structures containing one and two delaminations in flat and saddles geometries is compared.

Please cite this article using:

Moradi, M., Ameri, B., Mohammadi, B., "Post buckling behavior analysis of unidirectional saddle shaped composite panels containing delaminations using cohesive zone modeling", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 6, No. 2, pp. 255-264, 2019.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

## 1- مقدمه

امروزه یک سازه چندلایه به دلیل مزایای متمایز نسبت به یک تک‌لایه سنتی، مانند ویژگی‌های فوق‌العاده در استحکام، سفتی و وزن پایین تقریباً در تمام بخش‌های سازه‌های صنعتی استفاده می‌شود. آسیب بین لایه‌ای، یکی از حالت‌های اصلی شکست در کامپوزیت‌های چندلایه تقویت شده با الیاف می‌باشد و ممکن است نتیجه نقص در ساخت، اثرات لبه‌ای یا ضربه به وسیله یک جسم خارجی باشد که به طور قابل ملاحظه بر یکپارچگی سازه تأثیر می‌گذارد. مخصوصاً این نوع آسیب تحت بارهای فشاری ممکن است به سرعت رشد کرده و ظرفیت باربری را کاهش دهد. در نتیجه بررسی پارامترهای شروع و رشد و مشاهده تأثیر این عیب روی چندلایه‌های کامپوزیتی لازم به نظر می‌رسد. مطالعات عددی و تجربی متعددی برای تعیین اثر تورق روی رفتار کمانش و پس‌کمانش کامپوزیت‌های چندلایه انجام شده است.

کوتلو و چانگ [2,1] پاسخ کمانش و پس‌کمانش پنل‌های تخت و استوانه‌ای کامپوزیتی حاوی تورق‌های عرضی تحت بار محوری و فشار خارجی را به روش تجربی و ریاضی بررسی کردند. مدل تحلیلی و سپس روش اجزا محدود توسعه داده شد و تحلیل غیرخطی بر اساس مدل‌سازی آسیب پیش‌رونده با فرمول گالرکین<sup>1</sup> انجام گردید. آن‌ها دریافتند که تعداد تورق، مقدار لغزش بین سطوح تورق و تنش‌های پسماند نقشی حیاتی در روند کمانش و پس‌کمانش پنل‌های کامپوزیتی بازی می‌کنند. محمدی و شهبای [3] تأثیر پارامترهای متغیر مانند رشد، اندازه، موقعیت و توزیع در راستای ضخامت تورق‌ها و تغییر الگوی لایه‌چینی روی رفتار کمانش و پس‌کمانش صفحه‌های کامپوزیتی حاوی لایه‌لایه شدگی‌های متعدد را به کمک مدل‌سازی عددی با توسعه قانون ساختاری عدم چسبندگی<sup>2</sup> بررسی کردند. نتایج آن‌ها نشان داد که بر خلاف تورق‌های اطراف صفحه میانی ورق کامپوزیتی، تورق‌های نزدیک سطوح به صورت ناپایدار رشد نمی‌کنند و سرعت شکست ناشی از کمانش در موارد تورق‌های سطح میانی بیشتر از سایر انواع است. ژانگ و وانگ [5,4] روی پاسخ فشاری صفحات حاوی چند تورق با یک روش تحلیلی به کمک تئوری صفحه لایه‌ای<sup>3</sup> دو بعدی<sup>4</sup> ردی<sup>5</sup> کار کردند و غیرخطی بودن سازه با روابط غیرخطی کرنش-جابه‌جایی فون-کارمن<sup>6</sup> لحاظ شده است. نرخ رهایی انرژی کرنشی<sup>7</sup> در لبه تورق با روش بسته شدن ترک<sup>8</sup> محاسبه شده و رشد آن در نظر گرفته شده است. آن‌ها رفتار سازه را بر حسب لایه‌چینی متغیر، اندازه و موقعیت تورق در صفحه کامپوزیت بررسی کردند. کامانو و داویلا [6] تورق قابل رشد را بر مبنای المان‌های چسبناک (کوهسیو) در حالت‌های متفاوت بارگذاری شبیه‌سازی کردند. این المان‌های چسبناک بین لایه‌ها با جهت‌های متفاوت رشد، اندازه و موقعیت‌های مختلف تورق قرار گرفتند. صفحه کامپوزیت حاوی یک تورق بر مبنای تئوری کلاسیک صفحات چندلایه<sup>9</sup>، تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول<sup>10</sup> و تئوری تغییر شکل برشی مرتبه بالاتر<sup>11</sup> با استفاده از تکنیک تخمین رایلی-ریتز<sup>11</sup> توسط خرازی و همکاران [8,7] توسعه داده شد و همچنین آن‌ها یک تحلیل المان محدود

روی یک هندسه تخت را اجرا کردند. کاهیا [9] یک کامپوزیت چندلایه و تیرهای ساندویچی را با در نظر گرفتن اثر تغییر شکل برشی با استفاده از تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول مدل کرد. او یک مدل المان محدود را در شرایط مرزی و نسبت‌های لاغری متفاوت توسعه داد، اما اثر تورق بین لایه‌ها را نادیده گرفت. جوهاژ و شکرینیز [10] بر روی کمانش کلی و محلی تمرکز کردند، یک صفحه دو بعدی مستطیلی ضخیم ارتوتروپیک در حضور یک تورق عرضی با خانواده جدیدی از المان‌های محدود شبه لایه‌ای بر اساس تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول ارائه کردند و همچنین اندازه‌گیری تجربی به منظور مقایسه انجام شد. در یک مطالعه توسط سعیدفر و همکاران [11]، پیش‌بینی شروع و رشد تورق‌ها با استفاده از تحلیل انتشار آکوستیک<sup>12</sup> انجام شد و همچنین تحلیل اجزا محدود بر مبنای مدل ناحیه چسب دوخطی<sup>13</sup> و سه‌خطی<sup>14</sup> به منظور ارزیابی رفتار تورق در نمونه‌های دو سر گیردار استفاده شد. تای و همکاران [12] یک مدل المان‌بندی برای محاسبه نرخ رهایی انرژی کرنشی در تحلیل المان محدود دو و سه بعدی طراحی کردند، رفتار پس‌کمانش تورق جاسازی شده با استفاده از تکنیک بسته شدن ترک مجازی<sup>15</sup> و بسته شدن ترک بررسی شد. در مطالعه‌های دیگر، لیو و همکاران [13] با استفاده از مدل المان محدود اثر پارامترهای قانون ناحیه چسبناک روی رفتار پس‌کمانش و تورق کامپوزیت را ارزیابی کردند. آن‌ها دریافتند که شکل تورق اثر خاصی روی پاسخ بار ندارد و استحکام چسب تأثیر بزرگی روی رشد ناپایدار خواهد داشت. یک المان غیرخطی چسبنده بدون ضخامت، برای مدل‌سازی تورق در چندلایه‌های تقویت شده با الیاف و بررسی آسیب توسط رینوسو و همکاران [14] توسعه داده شد. شکریه و همکاران [15] شروع و رشد آسیب در چندلایه‌های کامپوزیتی با سوراخ مرکزی تحت بار کششی درون صفحه‌ای را با استفاده از تحلیل اجزا محدود ارزیابی کردند. آن‌ها به منظور بررسی شروع آسیب در لایه‌های کامپوزیتی از معیارهای هشین<sup>16</sup> و برای تعیین مکانیزم‌های تخریب درون صفحه‌ای، مدل آسیب پیش‌رونده هشین را به کار گرفتند و همچنین مدل‌سازی شروع و رشد تورق در بین لایه‌ها را با استفاده از مدل ناحیه چسبناک انجام دادند. نوپور و همکاران [16] تأثیر مسیر الیاف منحنی شکل بر روی بهبود بار کمانش صفحه کامپوزیتی تحت فشار محوری و با در نظر گرفتن تغییر خطی و غیرخطی (مسیر شعاع انحناء ثابت) زاویه الیاف را بررسی کردند. آن‌ها دریافتند که مسیر غیرخطی شعاع انحناء ثابت نسبت به تغییر خطی زاویه الیاف، 4٪ بار کمانش بیشتری را نتیجه می‌دهد. حیدری و همکاران [17] رشد آسیب در اتصالات چسبی بال کامپوزیتی را به کمک مدل ناحیه چسبنده و تأکید به عدم نیاز به وجود ترک اولیه و المان‌بندی مجدد در این روش، پیش‌بینی کردند. همچنین به منظور تخمین آسیب احتمالی در لایه‌های کامپوزیتی، مدل آسیب پیش‌رونده لادوز را پیاده‌سازی کردند. در تحقیقی دیگر توسط حیدری رارانی و همکاران [18] پدیده شروع و رشد مود اول تورق در نمونه تیر دو لبه یک سر گیردار برای دو تیر همسانگرد و کامپوزیتی بر اساس قوانین کشش-جدایش<sup>17</sup> و با پیروی از مدل‌های مختلف خطی، دوخطی و نمایی بررسی شد. فرخ‌آبادی و نقدی‌نسب [19] با استفاده از مدل ناحیه چسبنده و المان محدود تعمیم یافته و با اعمال بارگذاری عرضی بر المان‌های حجمی نماینده در فاز

<sup>12</sup> Acoustic emission<sup>13</sup> Bi-linear cohesive zone<sup>14</sup> Tri-linear cohesive zone<sup>15</sup> Virtual crack closure technique (VCCT)<sup>16</sup> Hashin<sup>17</sup> Traction-separation law<sup>1</sup> Galerkin<sup>2</sup> De-cohesion<sup>3</sup> Layer wise<sup>4</sup> Reddy<sup>5</sup> Von-Karman<sup>6</sup> Strain energy release rate (SERR)<sup>7</sup> Crack closure<sup>8</sup> Classical lamination plate theory (CLPT)<sup>9</sup> First shear deformation theory (FSDT)<sup>10</sup> High shear deformation theory<sup>11</sup> Rayleigh-Ritz

منحنی نسبتاً ضخیم انتخاب شده‌اند. از مدل ناحیه چسبنده<sup>4</sup> به منظور شبیه‌سازی اتصال نواحی لایه‌های مجاور استفاده شده است. مدل‌سازی، با استفاده از تحلیل المان محدود سه‌بعدی به کمک نرم‌افزار اجزا محدود آباکوس و با به کارگیری سطح چسبناک با ضخامت صفر اجرا شده است. موضوعی که مورد بحث قرار گرفته است، مقایسه رفتار کمانش و پس‌کمانش نمونه‌های منحنی شکل حاوی آسیب با حالت بدون آسیب می‌باشد. برای این منظور، شبیه‌سازی‌های عددی گسترده برای ارزیابی تأثیر تورق بر پس‌کمانش کلی پنل‌های کامپوزیت منحنی انجام شده است. از سوی دیگر، یک مطالعه پارامتری برای بررسی تأثیر رشد و تعداد تورق در امتداد ضخامت چندلایه بر روی پاسخ پس‌کمانش پنل‌های کامپوزیت انحنادار صورت پذیرفته است.

## 2- مدل آسیب بین‌لایه‌ای

روش‌های مکانیک شکست از قبیل تکنیک بسته شدن ترک مجازی، تکنیک توسعه ترک مجازی<sup>5</sup> و انتگرال جی در روش‌های المان محدود برای مرحله رشد تورق استفاده شده است. با این حال، تمام روش‌های فوق به دلیل حذف غیرخطی بودن ماده و نیاز به موقعیت دقیق ترک از پیش تعریف شده که منجر به محاسبات پرهزینه می‌شود، اغلب کافی نیست. برای مدل رفتار چسبناک در المان‌های اتصال، یک قانون کشش-جدایش استفاده می‌شود. این روش قادر است شروع و رشد تورق اتصال‌های بین صفحه‌ای در سازه‌های کامپوزیتی را به اندازه کافی پیش‌بینی کند. این مدل که ابتدا توسط داگدال [26] پیشنهاد شده است بر مبنای المان ناحیه چسبناک می‌باشد که غیرخطی بودن هم هندسه و هم مواد را در نظر می‌گیرد. فرض بر این است که ضخامت اتصال‌های بین صفحه‌ای پیوسته، ناچیز می‌باشد و در ابتدا رفتار الاستیک خطی و به دنبال آن شروع و تکامل آسیب با نرم شدن به صورت دوخطی است. ماتریس سازنده الاستیک، تنش‌های اسمی را به کرنش‌های اسمی در سراسر اتصال بین صفحه‌ای مرتبط می‌کند [27]. قانون نرم شوندگی مود ترکیبی دوخطی را می‌توان به صورت ساده‌تر در شکل 1 نشان داد.

فرض بر این است که آسیب مود ترکیبی زمانی شروع می‌شود که معیار حداکثر تنش اسمی ارضا شود. این معیار بر مبنای استحکام می‌تواند به صورت زیر بیان گردد:

$$\max \left\{ \frac{t_n}{t_n^0}, \frac{t_s}{t_s^0}, \frac{t_t}{t_t^0} \right\} = 1 \quad (1)$$

که  $t_n$ ،  $t_s$  و  $t_t$  تنش‌های کششی عمودی و برشی مرتبط با جدایش‌های  $\delta_n$ ،  $\delta_s$  و  $\delta_t$  بوده و به ترتیب در امتداد محورهای I، 2 و 3 می‌باشند.  $t_n^0$ ،  $t_s^0$  و  $t_t^0$  به ترتیب استحکام چسب در مدهای خالص I و II (در جهت 2 یا 3) هستند. براکت‌های مکالی<sup>6</sup> ( ) نشان می‌دهد که لایه چسبناک تحت فشار خالص، آسیبی را تجربه نمی‌کند.

مایکرومکانیک، اثرات پیدایش و رشد خرابی‌ها را بررسی کردند. همچنین اثر پارامترهای ناحیه چسبناک (نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی و حداکثر تنش بین لایه‌ای)، تغییر شکل برشی و پل‌زنی الیاف ارزیابی شد. محمدی و همکاران [20] جدایی بین لایه‌ای در سازه‌های پوسته-تقویت کننده کامپوزیتی تحت بارگذاری استاتیکی خمش سه نقطه‌ای و چهار نقطه‌ای را با استفاده از المان چسبنده به صورت مقایسه‌ای مورد ارزیابی قرار دادند. آن‌ها دریافتند 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 لایه‌ای پوسته در مجاورت اتصال چسبی آغاز می‌گردد.

به دلیل پیچیدگی متقابل پارامترهای کمانش و چسبندگی، بیشتر فعالیت‌ها و تحقیقات انجام شده بر روی صفحه تخت بوده است. اما در تعدادی مقاله نیز شکل‌های متفاوت سازه‌های کامپوزیت در حضور ناحیه چسبنده در نظر گرفته شده است. تفرشی [21] رفتار کمانش و پس‌کمانش پوسته‌های استوانه‌ای کامپوزیتی متورق تحت خمش محض، ترکیب خمش و فشار محوری و همچنین در حضور فشار داخلی با استفاده از تکنیک بسته شدن ترک مجازی برای یافتن توزیع نرخ رهایی انرژی کرنشی در امتداد لبه تورق را ارزیابی کرد. هور و همکاران [22] شکست استوانه‌های کامپوزیتی را بدون در نظر گرفتن نقص‌های اولیه، تحت تأثیر فشار خارجی هیدرو استاتیکی، با استفاده از روش المان محدود و آزمایشگاهی تجزیه و تحلیل کردند، نمونه آزمایشی در محفظه فشار آب به منظور اعتبارسنجی مدل المان محدود مورد آزمایش قرار گرفت. همچنین ترونک و همکاران [23] شروع و رشد تورق در تیرهای کامپوزیتی C شکل را به منظور مشاهده انحنای ناشی از تنش‌های موجود در راستای ضخامت با استفاده از مدل اجزا محدود و آزمایش، مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها دریافتند که نسبت استحکام برشی اتصال بین صفحه‌ای به استحکام عمودی آن تأثیر زیادی بر شروع تورق دارد. شریعتی و الله‌بخش [24] کمانش و پس‌کمانش عددی و تجربی نیمکره‌های جدار نازک فولادی تحت نیروی فشاری را تحلیل کردند. آن‌ها تأثیر پارامترهای هندسی نیمکره‌ها از جمله شعاع و ضخامت، شرایط تکیه‌گاهی و چگونگی اعمال نیروی فشاری بر بار میانگین کمانش بررسی کردند. روش‌های اعمال نواقص هندسی شامل روش اصلاح شده استفاده از شکل موده‌های حاصل از حل خطی کمانش<sup>2</sup> و اعمال بار تحریک کننده عرضی<sup>3</sup> برای استوانه‌های بدون سوراخ و با سوراخ دایروی توسط طاهری بهروز و همکاران [25] بررسی شد.

چندلایه‌های کامپوزیتی بسته به نوع کاربرد ممکن است در اشکال مختلف استفاده شوند. یکی از فرم‌های عملی که در قسمت‌های مختلف یک هواپیما دیده می‌شود، سازه‌های منحنی شکل هستند. علاوه بر این، قطعات هواپیما اغلب با بارهای فشاری مواجه می‌شوند که منجر به تعامل پیچیده بین کمانش، پس‌کمانش و عیوب تورق است. تاکنون تحقیقات بسیار اندکی بر روی رفتار غیرخطی سازه‌های کامپوزیتی منحنی در حضور تورق تحت بارگذاری فشاری کار شده است. برای به حداقل رساندن آزمایش‌های تجربی و اهمیت این نوع سازه‌ها، یک ابزار عددی قدرتمند برای پیش‌بینی این رفتار ضروری است.

با توجه به موارد فوق، در تحقیق حاضر نمونه‌هایی با یک و دو تورق عرضی برای شبیه‌سازی رفتار کمانش و پس‌کمانش پنل‌های کامپوزیت

<sup>4</sup> Cohesive zone modeling

<sup>5</sup> Virtual Crack Extension Technique (VCET)

<sup>6</sup> Macaulay bracket

<sup>1</sup> Imperfection

<sup>2</sup> M-LBMI

<sup>3</sup> SPLA

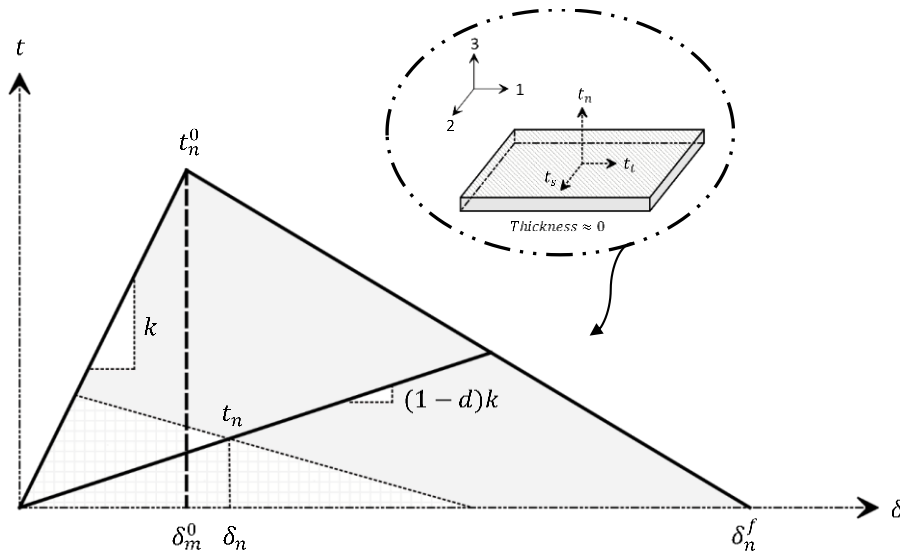


Fig. 1 Bilinear mixed mode softening law

شکل 1 قانون نرم‌شوندگی مود ترکیبی دوخطی

### 3- مدل‌سازی اجزا محدود

پنل منحنی شکل کامپوزیتی مدنظر حاوی یک و دو تورق در عرض که در راستای z لایه‌چینی شده، در شکل 2 (الف) نمایش داده شده است. نوع مشخص از الگوی لایه‌چینی [0]<sub>20</sub> و با موقعیت‌های مختلف از تورق‌ها استفاده شده است. هندسه نمونه‌ها به نحوی انتخاب شده‌اند که با یک صفحه تخت شروع (θ=0) و با رسیدن به زاویه 60 درجه انحنا پیدا کنند. طول محیط (کمان) داخلی P=5.08 mm ثابت می‌ماند و برابر با پهنای صفحه تخت می‌باشد. همچنین باید توجه کرد که برای هر دو هندسه، طول محوری L=50.8 mm و ضخامت کل لایه‌چینی H=2.59 mm یکسان است. تحلیل اجزا محدود با استفاده از مدل‌های سه بعدی با المان‌های توپر 8 گره‌ای (C3D8R) برای پنل‌های کامپوزیتی و سطوح متورق انجام شده است. اولین گام از تجزیه و تحلیل کمانش، یک تحلیل استاتیکی خطی به منظور محاسبه میزان انحراف است و دومین گام، تحلیل مقدار ویژه برای بدست آوردن ضرایب جابجایی (مقادیر ویژه) و شکل‌های کمانش (بردارهای ویژه) است.

از مدل ناحیه‌ی چسبنده با ضخامت صفر جهت شبیه‌سازی تماس بین لایه‌ها استفاده شده است. فرضیات و قوانین برای المان چسبنده<sup>1</sup> و سطح چسبنده<sup>2</sup> کاملاً مشابه یکدیگر می‌باشند. اما بر خلاف المان‌های چسب که بر مبنای کاهش سفتی ماده است، تکامل آسیب در سطوح چسبنده با کاهش سفتی چسبندگی توصیف می‌شود و همچنین ضخامت ناحیه اتصال ناچیز است که بسیار نزدیک به واقعیت می‌باشد. در همگرایی حل و دستیابی به حالت‌های صحیح کمانش، بخصوص در پنل‌های منحنی طراحی المان‌بندی نقش مهمی دارد. بررسی تعداد المان و نحوه چیدمان المان‌ها تا آنجایی بررسی شده که نتایج چندلایه تخت با نتایج تجربی و عددی دیگر محققین [4] منطبق شود و سپس هندسه کمی انحنا پیدا کرده است. پس از یافتن مقدار و الگوی بهینه المان در تبادل با هزینه محاسباتی، مقدار متوسط بهینه المان‌های حجمی برای صفحات تخت حدود 20000 بوده که 96 المان در

در مرحله رشد تورق، چقرمگی شکست بین لایه‌ای و نرخ رهایی انرژی کرنشی به‌جای تنش‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد. تحت ترکیبی از تغییر شکل‌های نرمال و برشی، میزان افت سفتی تا جدایش کامل اتصال با معیار بنزگاه-کنان [27] توصیف می‌شود:

$$G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left( \frac{G_{II} + G_{III}}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right)^n = G_C \quad (2)$$

که  $G_C$  بیانگر میزان انرژی لازم برای شروع رشد تورق می‌باشد؛  $G_I$ ،  $G_{II}$  و  $G_{III}$  به ترتیب نرخ رهایی انرژی کرنشی در مدهای I، II و III هستند؛  $G_{IIC}$  نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی در مود خالص I (باز شدن) و مود خالص II (برش) است. همچنین n یک پارامتر تجربی است که از آزمایش مود ترکیبی حاصل می‌شود. باید توجه کرد که پس از شروع آسیب و با ادامه بارگذاری، پارامتر اسکالر آسیب،  $d \in [0 - 1]$  بر تنش‌های کششی به صورت زیر تأثیر می‌گذارد:

$$t = \begin{cases} K \delta_m & \delta \leq \delta_0 \\ (1-d)k\delta_m & \delta_0 \leq \delta \leq \delta_f \\ 0 & \delta \geq \delta_f \end{cases} \quad (3)$$

که:

$$\delta_m = \sqrt{\delta_n^2 + \delta_s^2 + \delta_f^2}$$

$$d = \frac{\delta_m^f (\delta_m - \delta_m^0)}{\delta_m (\delta_m^f - \delta_m^0)} \quad (4)$$

که در آن K ماتریس سفتی،  $\delta_m$  جابه‌جایی مؤثر تحت ترکیبی از تغییر شکل نرمال و برشی،  $\delta_m^0$  و  $\delta_m^f$  به ترتیب جابجایی مؤثر در نقطه‌ی شروع آسیب و شکست کامل در حالت بارگذاری مود ترکیبی می‌باشند. در تحقیق حاضر امکان پل زنی الیاف بین اتصال وجود دارد اما استفاده از سایر مدل‌های ناحیه چسبناک شامل دوخطی یا چندخطی، تنها مقدار  $G_{IC}$  و  $G_{IIC}$  را تحت تأثیر قرار می‌دهد و در نحوه رشد تورق و رفتار نمودارها تغییر محسوس رخ نمی‌دهد.

<sup>1</sup> Cohesive element

<sup>2</sup> Cohesive surface

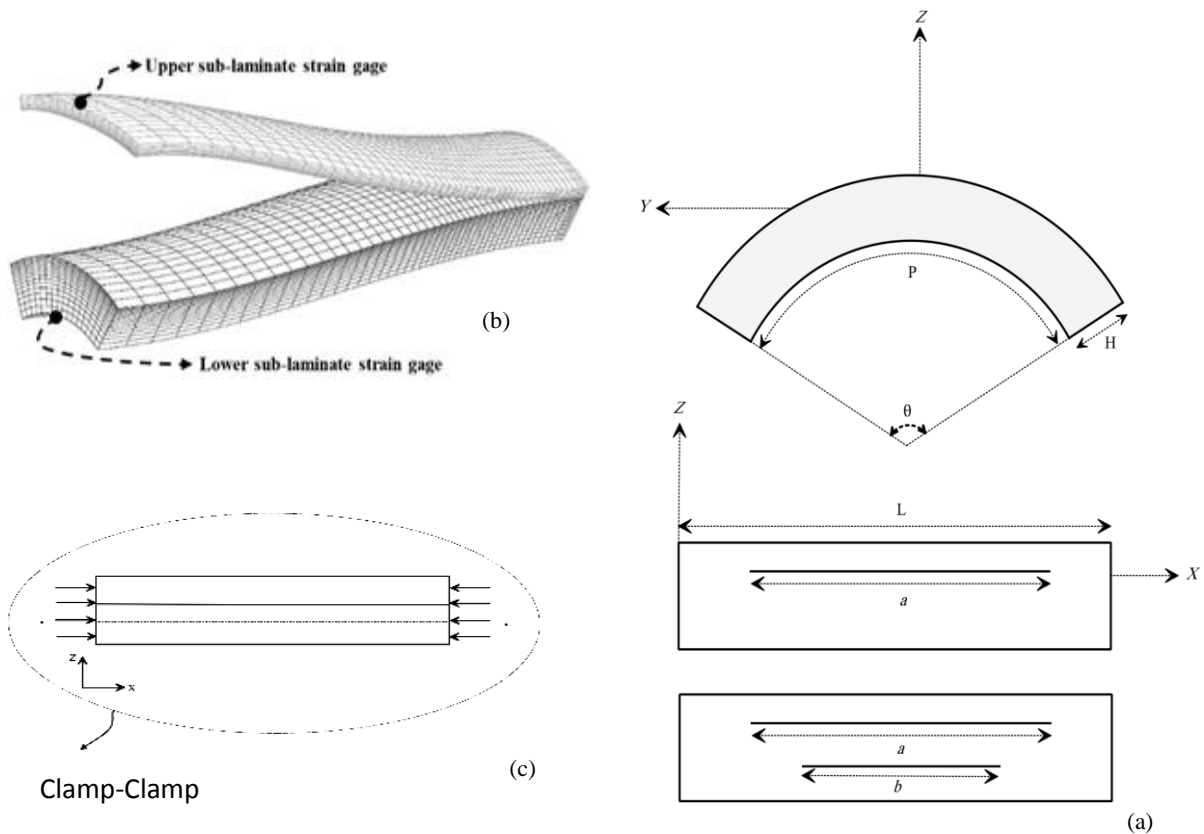


Fig. 2 a) Geometry parameters of single and double delaminated specimens b) Mesh algorithm and strain gauge locations for the specimens with one delamination c) boundary condition for all specimens

شکل 2 الف) پارامترهای ابعادی هندسه‌های حاوی یک و دو تورق ب) نحوه المان‌بندی و مکان مربوط به کرنش سنجه‌ها ج) شرایط مرزی برای تمامی نمونه‌ها

رفتار غیرخطی و غیر قابل پیش‌بینی پنل‌های منحنی شکل کمانش کرده با دقت بسیار بالا استفاده شده که منجر به افزایش هزینه‌های محاسباتی گردیده است.

جدول 1 خواص مکانیکی تک‌لایه کامپوزیتی و ناحیه‌ی چسبنده [4]

Table 1 Material properties of laminated composite and cohesive region [4]

Lamina Properties		Cohesive zone properties	
$E_{11}$	139300 (N/mm <sup>2</sup> )	$G_{IC}$	0.0876 (N/mm)
$E_{22}$	9720 (N/mm <sup>2</sup> )	$G_{IIC}$	0.3152 (N/mm)
$E_{33}$	9720 (N/mm <sup>2</sup> )	$G_{IIIC}$	0.3152 (N/mm)
$G_{12}$	5580 (N/mm <sup>2</sup> )	$\sigma_n^0$	44.54 (N/mm <sup>2</sup> )
$G_{13}$	5580 (N/mm <sup>2</sup> )	$\tau_{13}^0$	106.9 (N/mm <sup>2</sup> )
$G_{23}$	3450 (N/mm <sup>2</sup> )	$\tau_{23}^0$	106.9 (N/mm <sup>2</sup> )
$\nu_{12}$	0.29	$K_n^0$	10 <sup>6</sup> (N/mm <sup>3</sup> )
$\nu_{13}$	0.29	$K_{13}^0$	10 <sup>6</sup> (N/mm <sup>3</sup> )
$\nu_{23}$	0.40	$K_{23}^0$	10 <sup>6</sup> (N/mm <sup>3</sup> )
Thickness = 0.1295 mm		Thickness ≈ 0	

راستای طول، 23 المان در راستای ضخامت و 10 المان در راستای عرض در نظر گرفته شده است. این تعداد برای پنل‌های منحنی حاوی دو تورق به حدود 60000 تغییر کرده است (شکل 2 ب)) که 130 المان در راستای طول، 31 المان در راستای ضخامت و 16 المان در راستای عرض به طور میانگین انتخاب شده است. در نواحی که نیاز است تا عیب تورق جاسازی شود، کامپوزیت به صورت دو قطعه مجزا مدل شده و این دو قطعه در کنار یکدیگر قرار گرفته‌اند. سپس در نواحی که پیش‌بینی شده این تورق قابلیت رشد دارد، این دو قطعه به وسیله گره‌های سطح چسبناک که از قانون کشش-جدایش پیروی می‌کنند، به یکدیگر متصل شده‌اند. به طور عمده در پنل‌های منحنی تحت فشار، لایه‌ها توسط سطوح مجاور فشرده می‌شوند و به منظور جلوگیری نفوذ سطوح، برای این شرایط یک تماس بدون اصطکاک فرض شده است. با توجه به وضعیت تنش پیچیده در اطراف سطوح چسبناک، با نزدیک شدن به این سطوح المان‌ها کوچک‌تر در نظر گرفته شده‌اند. خواص ماده مورد استفاده یعنی کامپوزیت T300/976 و مشخصات پارامترهای چسب در جدول 1 ارائه شده است.

بارگذاری به صورت جابجایی و با در نظرگیری تئوری تغییر شکل‌های بزرگ، به دو سمت گیردار نمونه‌ها در جهت محوری اعمال شده است (شکل 2 ج)). همانطور که مشاهده می‌شود پنل‌های منحنی بسیار محکم‌تر از پنل‌های تخت هستند و سفتی بالا می‌تواند افزایش پایدار دامنه‌ی زمانی را کاهش دهد. یک دامنه رشد بارگذاری بسیار هموار و کوچک برای مشاهده

پنل کامپوزیتی حاوی یک تورق همانند شکل 2 (الف) مدل شده، و هندسه و خواص ماده مورد استفاده در قسمت مدل‌سازی بیان گردیده است. لایه چینی به صورت  $[0_{16} // a=38.1 mm 0_4]$  بوده که علامت "///" نشانگر مکان تورق در بین لایه چینی می‌باشد، که در اینجا طول تورق برابر با 38.1 میلی‌متر و در بین لایه 16 و 17 می‌باشد، همچنین راستای صفر درجه، به موازات راستای بارگذاری انتخاب شده است. جهت مشاهده‌ی اثر رشد تورق در مدل‌سازی، دو نوع محتمل دیگر نیز در نمودارها نشان داده شده است که شامل نمونه‌های بدون قابلیت رشد تورق که در هندسه لحاظ شده اما ناحیه چسبنده وجود ندارد؛ و نمونه‌های سالم که نمونه بدون تورق و ناحیه چسبنده می‌باشد. ترکیب این سه حالت با یکدیگر دارای مزیت‌هایی می‌باشد. مرز شروع رشد تورق و همچنین اثر رشد تورق بر افت سختی سازه توسط نقطه جدایش نمودارهای بدون قابلیت رشد و دارای قابلیت رشد تمیز می‌گردند که تشخیص آن در برخی از موارد بسیار دشوار می‌باشد. به علاوه، رشد پایدار و ناپایدار تورق تا رسیدن به شکست کامل سازه مشهودتر می‌باشد. همچنین نمونه‌های بدون عیب نیز می‌توانند برای تخمین اولیه مهندسی با کمترین هزینه و زمان ممکن، بسیار کارآمد باشند. نیروی فشاری وارده بر انتهای سازه بر حسب کرنش همان نقطه، نیروی مشابه بر حسب جابه‌جایی نقطه‌ی میانی سطح بالایی و پایانی، نیروی فشاری بر حسب کرنش زیرلایه بالایی و پایینی برای این دو زاویه انحنای به ترتیب در شکل‌های 3، 4، 5 و 6 نشان داده شده‌اند.

نتایج برای نمونه تخت با مرجع [4] مقایسه شده است و همان‌گونه که مشخص است در حالتی که رشد آسیب در نظر گرفته شده، تطابق خوبی به دست آمده است. در مقایسه با نمونه بدون آسیب، مقدار بار نهایی قابل اعمال به سازه نسبت به حالت بدون قابلیت رشد 37.8 درصد کاهش یافته و مقدار 4.7 درصد دیگر در هندسه با قابلیت رشد به این مقدار افزوده شده است.

برای تحلیل پس‌کمانش، روش انحراف<sup>1</sup> به کار گرفته شده، که یک نقص اولیه<sup>2</sup> با ضرب یک مقدار کوچک (5 درصد در این تحقیق) در اولین مود کمانش اعمال گردیده است. اعمال یک نقص با ضریب بزرگ منجر به کاهش زمان حل و به تبع آن هموارتر شدن نمودار می‌گردد و هرچه که مقدار این ضریب کوچک‌تر باشد جزئیات بیشتری از رفتار قطعه تحت فشار بر روی نمودار به‌خصوص در ناحیه‌ی پس‌کمانش قابل مشاهده است که هدف اصلی این تحقیق نیز می‌باشد، مقدار 5 درصد مقداری است که در اکثر تحقیقات به‌عنوان یک عدد مناسب جهت تحلیل‌های اجزا محدود انتخاب شده است [3]. محاسبات عددی بر روی یک ابر رایانه با پی‌کربندی سخت‌افزاری: پردازنده اینتل Xeon با 32 هسته با فرکانس اصلی هر پردازش 2.1 گیگاهرتز و 64 گیگابایت رم DDR3 انجام گرفته است. زمان CPU برای موارد صفحه تخت حاوی سطوح چسبنده حدود 40 دقیقه بوده و این مقدار در مورد پنل‌های منحنی با یک و دو تورق به ترتیب به 20 و 45 ساعت تغییر یافته است. تعداد المان‌ها و دامنه‌ی بسیار کوچک افزایش بار، رفتار غیرخطی شدید در هندسه و ماده و رفتار متناقض هر قسمت در پنل‌های منحنی شکل می‌تواند به عنوان دلیل اصلی همگرایی کندتر و دشوارتر در مقایسه با صفحات مسطح در نظر گرفته شود.

#### 4- بحث و نتایج

در این بخش رفتار پنل‌های کامپوزیتی تحت بارگذاری فشاری، در دو قسمت اصلی نمایش داده خواهد شد. در اولین مورد، پنل‌های کامپوزیتی، حاوی یک تورق بوده و نوع دوم، پنل‌هایی حاوی دو تورق عرضی انتخاب شده‌اند. پنل‌های مورد نظر به صورت تخت (زاویه برابر با صفر) و با زاویه‌ی 60 درجه انتخاب شده‌اند.

#### 4-1- پنل‌های کامپوزیتی تک‌جهته حاوی یک تورق نزدیک به سطح

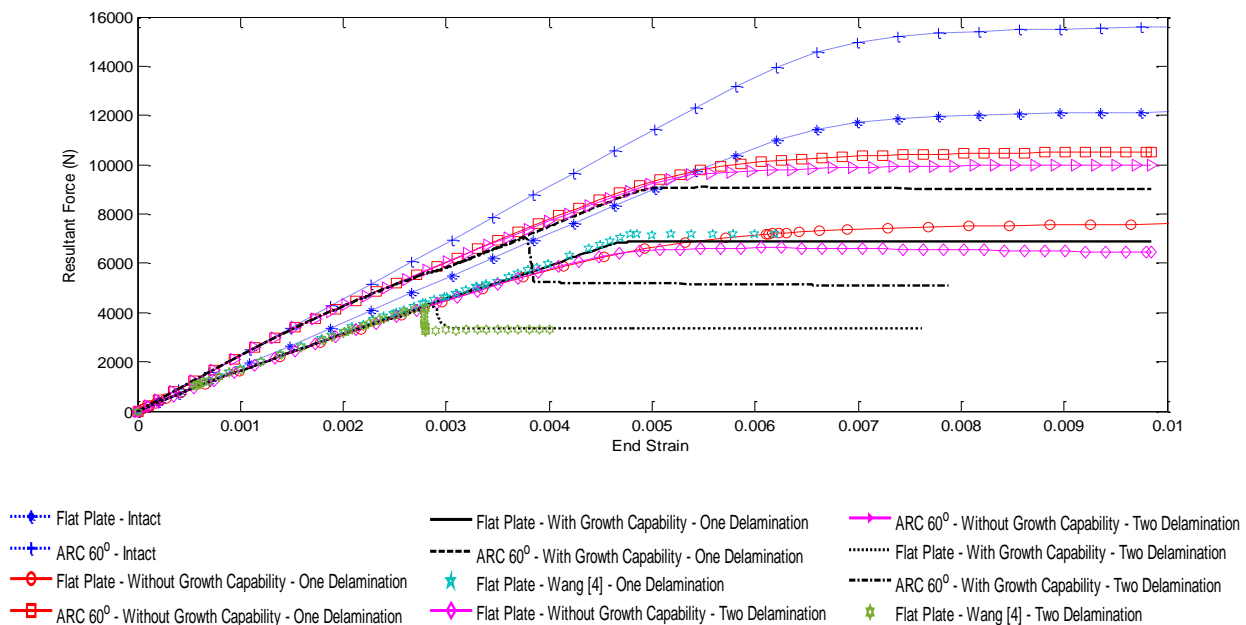


Fig. 3 Compressive Load versus end strain

شکل 3 نیروی فشاری بر حسب کرنش انتها

<sup>1</sup> Perturbation  
<sup>2</sup> Imperfection

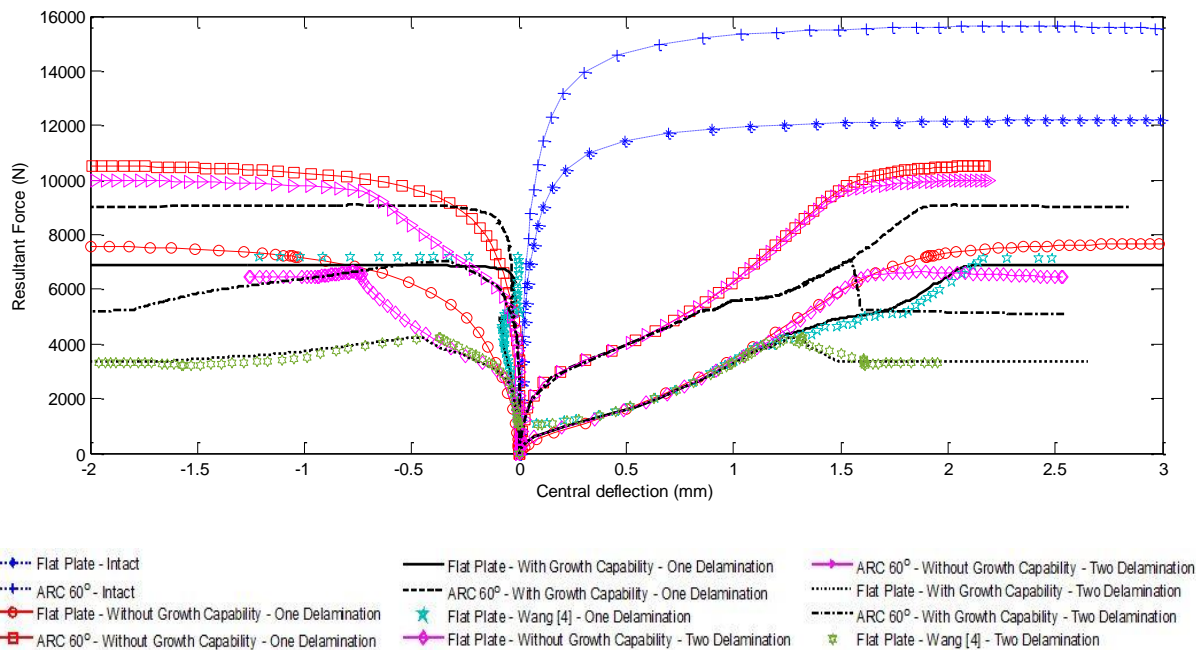


Fig. 4 Compressive Load versus out of plane deflection of upper and lower sub laminate

شکل 4 نیروی فشاری بر حسب جابه‌جایی زیرلایه بالا و پایین

سازه‌های کامپوزیتی می‌باشد. شکل 5 نشان می‌دهد که در هر دو هندسه تخت و منحنی شکل با افزایش بار، زیرلایه نازکتر هندسه که شش لایه بوده و در قسمت بالای هندسه می‌باشد دچار یک کمانش محلی شده و همچنین از شکل 4 مشخص است که بیشترین مقدار جابه‌جایی نیز مربوط به همین قسمت می‌باشد و زیرلایه پایینی دارای تغییر شکل بسیار کمی است. قبل از شروع رشد تورق، این تغییر شکل و جابه‌جایی بزرگ و همچنین کمانش

(شکل 3). از طرف دیگر، این مقادیر برای نمونه حاوی انحنا به ترتیب حدود 34 و 8.2 درصد می‌باشد. حضور و اعمال ناحیه چسبنده مقدار باربرداری سازه را کاهش داده و این مقدار در نمونه‌های منحنی شکل نیز بیشتر است. در حالت‌های بدون ناحیه چسبنده اعداد بسیار بالاتر از حد واقعی هستند. بنابراین در نظرگیری این ناحیه یک پارامتر بسیار حیاتی برای مقایسه با حالت‌های واقعی و عملی و همچنین مشاهده رفتار کمانش و پس‌کمانش

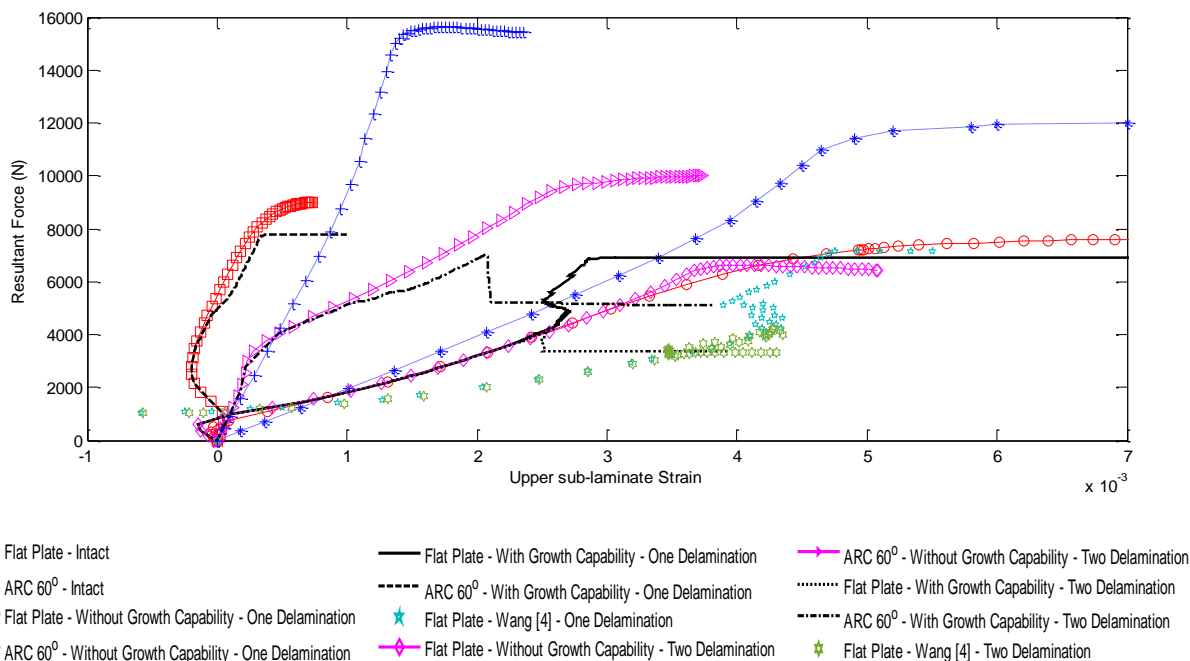


Fig. 5 Compressive Load versus upper surface strain

شکل 5 نیروی فشاری بر حسب کرنش زیرلایه بالایی

4-2- پنل‌های کامپوزیتی تک‌جهته حاوی دو تورق

یکی از محتمل‌ترین نوع آسیبی که ممکن است در طول بارگذاری یک سازه (همانند ضربه) رخ دهد، تورق چندتایی در قطعه می‌باشد. در این بخش به عنوان نماینده این نوع از آسیب یک قطعه حاوی دو تورق عرضی انتخاب شده (شکل 2 الف)) و خواص مادی آن همانند جدول 1 بدون تغییر باقی مانده است. لایه‌چینی قطعه  $[0_4//a=38.1\text{mm}0_{12}//b=19.05\text{mm}0_4]$  بوده که بدین معنی است که تورق با طول کوچکتر 19/05 میلی‌متر در پایین و تورق با طول بزرگتر 38/1 میلی‌متر قرار دارد. به منظور نمایش تأثیر تورق چندتایی می‌بایست این نوع هندسه با لایه‌چینی  $[0_{16}//a=38.1\text{mm}0_4]$  قسمت قبل مقایسه گردد، به همین منظور جهت درک بهتر از این موضوع، نمودارها در کنار هم آمده و تفاوت‌ها بررسی شده‌اند. بار دیگر مقایسه برای صفحه تخت با مرجع [4] انجام شده و تطابق بسیار مناسبی حاصل گردیده است.

همان‌گونه که در شکل 5 مشاهده می‌شود، اولین کمانش محلی در هر دو پنل تخت و منحنی در مقدار مشابهی از کرنش و بار برای هندسه حاوی یک و دو تورق رخ داده است. این بدین معنی است که بر خلاف زیرلایه پایینی، رفتار زیرلایه بالایی حتی در مقدار سفتی خود، درست قبل از شروع رشد آسیب در هر دو هندسه حاوی یک و دو تورق یکسان هستند (البته صفحه تخت حاوی یک تورق با صفحه تخت حاوی دو تورق بایستی مقایسه گردد و این موضوع برای قطعات منحنی شکل نیز صادق است). در ابتدا تورق بزرگتر به طریقی پایدار شروع به رشد کرده (شکل 4) و پس از آن در زمانی که طول تورق بالایی به مقدار بحرانی رسیده، تورق کوچکتر در همان زمان به طریقی ناپایدار شروع به رشد کرده است. معمولاً کمانش کلی سازه بلافاصله پس از رشد ناپایدار تورق رخ داده است. لایه‌چینی  $[0_{16}//a=38.1\text{mm}0_4]$  هیچ‌گونه رشد تورق ناپایداری را تجربه نکرده است، بنابراین مقدار بار کمانش کلی آن بیشتر می‌باشد. نکته قابل توجه این است که شروع رشد تورق زیرلایه پایینی در هر دو نمونه حاوی یک و دو تورق در مقدار مشخصی از جابه‌جایی زیرلایه پایینی اتفاق افتاده است. اما می‌توان مشاهده کرد که با

محلی ایجاد شده، مقدار سفتی زیرلایه بالایی را به شدت کاهش داده اما همان‌گونه که مشخص است این افت سفتی در هندسه‌های منحنی شکل با شیب بسیار پایین‌تر رخ داده است (شکل 5). همان‌گونه که دیده می‌شود، فاصله‌ی بین کرنش شروع رشد آسیب در ناحیه چسبنده و کرنش کمانش محلی زیرلایه بالایی در پنل‌های منحنی شکل کمتر از حالت تخت می‌باشد و پایداری بیشتری نیز برقرار است. بنابراین، چندان‌لایه قرار گرفته در پایین محل تورق بیشترین وظیفه را در باربرداری پس کمانش برعهده دارد (شکل 6)، اما با افزایش انحنای سازه مقدار مشارکت بخش بالایی نسبت به حالت تخت بیشتر شده است (شکل 5) که این موضوع افزایش مقدار بار کمانش نهایی را در پی دارد. مقدار بار کمانش نهایی با افزایش زاویه انحنا در حدود 25/8 درصد افزایش یافته است (شکل 3). با افزایش انحنای سازه، شروع رشد آسیب در مقدار بارهای بیشتری رخ داده، درحالی‌که سرعت رشد تورق به طریقی پایدارتر و منظم‌تر افزایش یافته و شکست نهایی در کرنش کمتری اتفاق افتاده است. به نظر می‌رسد که شکل زینی نمونه مقدار سفتی محوری سازه و همچنین مقاومت در برابر تغییر شکل را به شدت افزایش داده و همچنین به دلیل انباشت آسیب، پارگی نوک ترک دیرتر رخ داده است.

خمش زیرلایه‌ها منجر به تغییر جهت کرنش پس از کمانش محلی زیرلایه بالایی در صفحه تخت شده است (شکل 5). این خمش، ناشی از افزایش بار بوده که منجر به اعمال همزمان نیروی فشاری و یک گشتاور خمشی به المان‌های سطح مقطع و سازه گردیده و باعث شده که المان هم تحت فشار و هم تحت کشش قرار گیرد. این مسأله در پنل‌های دارای انحنا به دلیل انحنای ذاتی سازه سریع‌تر اتفاق افتاده است. بدین معنی که گشتاور خمشی (که به دلیل فاصله بین تار خنثی و محل اعمال بار رخ می‌دهد) از همان ابتدای بارگذاری در سازه وجود دارد. به عنوان مثال، گشتاور خمشی در المان میانی سطح بالایی قطعه با کمان 60 درجه بر نیروی فشاری اعمالی غلبه پیدا کرده و در حالی که سازه تحت فشار بوده یک کرنش مثبت را از همان ابتدای بارگذاری تجربه کرده است.

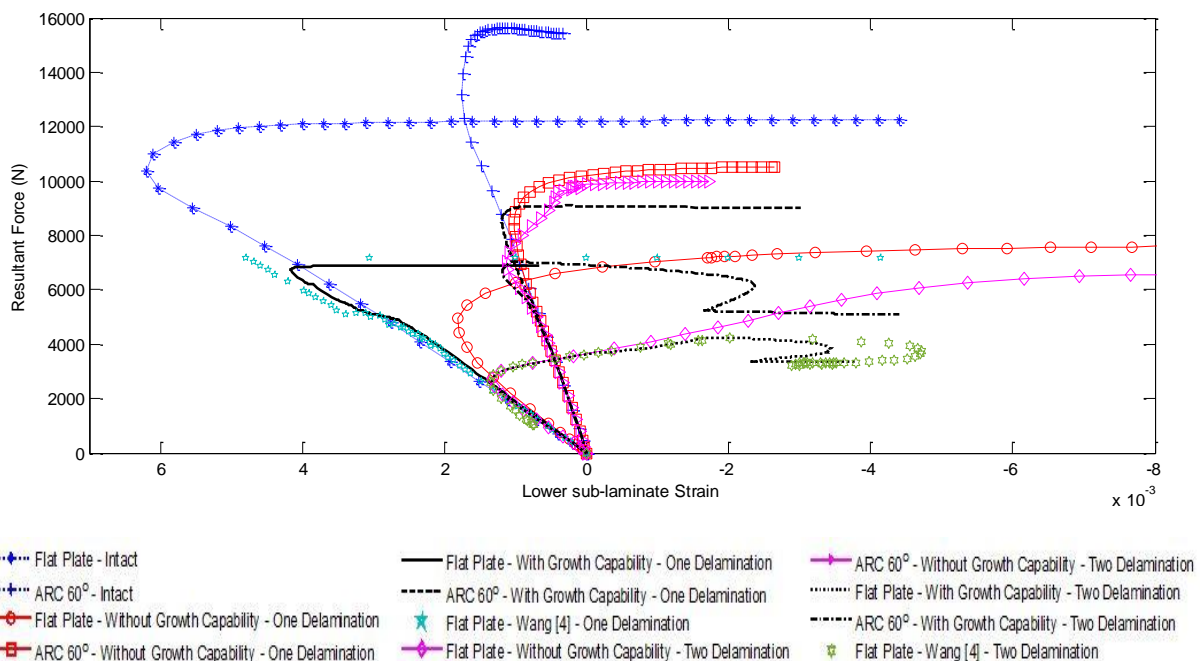


Fig. 6 Compressive Load versus lower surface strain

شکل 6 نیروی فشاری بر حسب کرنش زیرلایه پایینی



یکنواخت در سرتاسر مقطع یک نمونه می‌تواند رفتار سازه در مواجهه با بارهای فشاری را به صورت قابل ملاحظه‌ای بهبود بخشد.

#### 6- مراجع

- [1] Kutlu, Z. and Chang, F.-K., "Composite Panels Containing Multiple through-the-Width Delaminations and Subjected to Compression. Part I: Analysis" Composite structures, Vol. 31, No. 4, pp. 273-296, 1995.
- [2] Kutlu, Z. and Chang, F.-K., "Composite Panels Containing Multiple through-the-Width Delaminations and Subjected to Compression. Part II: Experiments & Verification" Composite Structures, Vol. 31, No. 4, pp. 297-314, 1995.
- [3] Mohammadi, B. and Shahabi, F., "On Computational Modeling of Postbuckling Behavior of Composite Laminates Containing Single and Multiple through-the-Width Delaminations Using Interface Elements with Cohesive Law" Engineering Fracture Mechanics, Vol. 152, pp. 88-104, 2016.
- [4] Wang, S. and Zhang, Y., "Buckling, Post-Buckling and Delamination Propagation in Debonded Composite Laminates Part 2: Numerical Applications" Composite Structures, Vol. 88, No. 1, pp. 131-146, 2009.
- [5] Zhang, Y. and Wang, S., "Buckling, Post-Buckling and Delamination Propagation in Debonded Composite Laminates: Part 1: Theoretical Development" Composite Structures, Vol. 88, No. 1, pp. 121-130, 2009.
- [6] Camanho, P. P. and Dávila, C. G., "Mixed-Mode Decohesion Finite Elements for the Simulation of Delamination in Composite Materials", 2002.
- [7] Kharazi, M. and Ovesy, H., "Postbuckling Behavior of Composite Plates with through-the-Width Delaminations" Thin-Walled Structures, Vol. 46, No. 7-9, pp. 939-946, 2008.
- [8] Kharazi, M., Ovesy, H. and Taghizadeh, M., "Buckling of the Composite Laminates Containing through-the-Width Delaminations Using Different Plate Theories" Composite Structures, Vol. 92, No. 5, pp. 1176-1183, 2010.
- [9] Kahya, V., "Buckling Analysis of Laminated Composite and Sandwich Beams by the Finite Element Method" Composites Part B: Engineering, Vol. 91, pp. 126-134, 2016.
- [10] Juhász, Z. and Szekrényes, A., "The Effect of Delamination on the Critical Buckling Force of Composite Plates: Experiment and Simulation" Composite Structures, Vol. 168, pp. 456-464, 2017.
- [11] Saeedifar, M., Najafabadi, M. A., Yousefi, J., Mohammadi, R., Toudeshky, H. H. and Minak, G., "Delamination Analysis in Composite Laminates by Means of Acoustic Emission and Bi-Linear/Tri-Linear Cohesive Zone Modeling" Composite Structures, Vol. 161, pp. 505-512, 2017.
- [12] Tay, T., Shen, F., Lee, K., Scaglione, A. and Di Sciuva, M., "Mesh Design in Finite Element Analysis of Post-Buckled Delamination in Composite Laminates" Composite Structures, Vol. 47, No. 1-4, pp. 603-611, 1999.
- [13] Liu, P., Gu, Z., Peng, X. and Zheng, J., "Finite Element Analysis of the Influence of Cohesive Law Parameters on the Multiple Delamination Behaviors of Composites under Compression" Composite Structures, Vol. 131, pp. 975-986, 2015.
- [14] Reinoso, J., Paggi, M. and Blázquez, A., "A Nonlinear Finite Thickness Cohesive Interface Element for Modeling Delamination in Fibre-Reinforced Composite Laminates" Composites Part B: Engineering, Vol. 109, pp. 116-128, 2017.
- [15] Shokrieh, M. M., Ghajar, M., Salamattalab, M. and Madoliat, R., "Progressive damage modeling of laminated composites by considering simultaneous effects of interlaminar and intralaminar damage mechanisms", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 2, No. 2, pp. 1-8, 2015.
- [16] Nopour, H., Kabiri Aataabadi, A. and Shokrieh, M.M., "Buckling of composite plate made of curvilinear fiber with linear and nonlinear fiber orientation variation", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 4, No. 4, pp. 405-417, 2018.
- [17] Heidari, M., Salimi-Majd, D. and Mohammadi, B., "Failure analysis of composite wing adhesive joints using 3D cohesive interface element", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 2, No. 2, pp. 31-40, 2015.

افزایش زاویه انحنای پنل، تورق زیرلایه پایینی در مقدار بیشتری از کرنش و جابه‌جایی زیرلایه بالایی رخ داده است. این بدین معنی است که هنگام شروع رشد تورق پایینی در قطعه حاوی انحنای، طول بیشتری از تورق بالایی طی شده است. بنابراین پنل‌های با انحنای بیشتر، رشد تورق پایدار طولانی‌تری را تجربه کرده که منجر به افزایش بار کمانش و بهبود رفتار پس‌کمانش سازه شده است. شکل 4 نشان می‌دهد که جابه‌جایی زیرلایه پایینی پس از شروع رشد تورق زیرلایه بالایی نسبت به نمونه حاوی یک تورق به شدت افزایش یافته است اما هنوز هم زیرلایه بالایی جابه‌جایی بیشتری را تجربه می‌نماید، با وجود این حقیقت که مقدار ضخامت هر دو زیرلایه یکسان می‌باشند که در نهایت این موضوع منجر به کاهش مقدار بار کمانش گردیده است. در سرتاسر تاریخچه بارگذاری، زیرلایه میانی پنل‌های منحنی شکل، با زیرلایه پایینی حرکت کرده است اما همواره دارای فاصله نسبت به یکدیگر بوده‌اند. بنابراین با تمامی این تفاسیر و این که ضخامت زیرلایه میانی زیاد می‌باشد، مقدار جابه‌جایی آن بسیار کم است. شروع رشد تورق در نمونه‌های حاوی دو تورق اندکی دیرتر از نمونه‌های حاوی یک تورق رخ داده و سرعت آن با نزدیک شدن به نمونه‌های تخت افزایش یافته است. شکل 6 نشان می‌دهد که رفتار زیرلایه پایینی قبل از شروع آسیب زیرلایه بالایی دقیقاً مشابه نمونه حاوی یک تورق است که در قسمت قبل به‌طور مفصل توضیح داده شد. همچنین این نمودار نشان می‌دهد که در زیرلایه پایینی هندسه تخت، کمانش محلی قبل از کمانش کلی رخ داده اما در نمونه منحنی شکل، کمانش محلی در زیرلایه پایینی وجود ندارد و این مود کمانش به مود کمانش کلی مبدل گردیده است که منجر به بهبود باربرداری نهایی شده است. رفتار کمانش و پس‌کمانش نمونه‌ها بدون قابلیت رشد در هر دو نمونه حاوی یک و دو تورق مشابه یکدیگر است حتی در مقدار بار نهایی نیز بسیار شبیه هم هستند که این مسأله طراحان را مجبور به در نظرگیری قابلیت رشد در این نوع از سازه‌ها می‌نماید.

#### 5- نتیجه‌گیری

در این مقاله سعی شده است که یک نمای کلی از رفتار کمانش و پس‌کمانش پنل‌های کامپوزیتی حاوی انحنای ارائه گردد. یک لایه‌چینی تک‌جهته صفر درجه که به موازات راستای بارگذاری می‌باشد با دو هندسه تخت و دارای کمان 60 درجه در نظر گرفته شد. رشد تورق به وسیله مدل‌سازی ناحیه چسبنده شبیه‌سازی گردیده است و مطالعات حاضر نشان داد که در نظرگیری آن یک موضوع بسیار مهم است. مقایسه نتایج شبیه‌سازی حاضر برای نمونه با کمان صفر درجه با دیگر مقالات تجربی و عددی تطابق مناسبی را نشان داد. به‌طورکلی نتایج عددی به دست آمده نشان می‌دهد که با افزایش انحنای پنل‌ها مقدار بار کمانش در تمامی بخش‌ها، سفتی محوری کلی سازه و همچنین مشارکت زیرلایه‌ها در باربرداری به شدت افزایش می‌یابد. همچنین در زیرلایه پایینی پنل‌های تخت حاوی دو تورق کمانش محلی قبل از کمانش کلی رخ می‌دهد در حالی که این کمانش محلی در پنل‌های منحنی شکل یا وجود ندارد و یا فاصله آن با شروع تورق آن بسیار اندک است. تمامی قسمت‌های یک پنل منحنی شکل رفتار منحصر به فرد خود را دارا بوده و با صفحه تخت قابل مقایسه نیستند. رشد تورق پایدار در پنل‌ها یک مزیت به شمار می‌رود که این موضوع در پنل‌های منحنی شکل طولانی‌تر و بیشتر می‌باشد. شروع جدایش در نمونه‌های منحنی با تأخیر بیشتری همراه است اما مقدار افت بار پس از رشد تورق ناپایدار بیشتر می‌باشد. بنابراین می‌توان گفت که وجود یک انحنای اولیه به صورت

- [18] Heidari-Rarani, M., Shokrieh, M. and Camanho, P., "Finite Element Modeling of Mode I Delamination Growth in Laminated Dcb Specimens with R-Curve Effects" Composites Part B: Engineering, Vol. 45, No. 1, pp. 897-903, 2013.
- [19] Farrokhhabadi, A. and Naghdi Nasab, M., "Micromechanical study of fibre- matrix debonding and matrix cracking using cohesive zone model and extended finite element method", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 3, No. 1, pp. 21-30, 2016.
- [20] Mohammadi, B. Salimi-Majd, D. and Ali-Bakhshi, M. H., "Analysis of composite skin/stringer debonding and failure under static loading using cohesive zone model", In Persian, Modares Mechanical Engineering, Vol. 14, No. 10, pp. 17-25, 2014.
- [21] Tafreshi, A., "Instability of Delaminated Composite Cylindrical Shells under Combined Axial Compression and Bending" Composite structures, Vol. 82, No. 3, pp. 422-433, 2008.
- [22] Hur, S.-H., Son, H.-J., Kweon, J.-H. and Choi, J.-H., "Postbuckling of Composite Cylinders under External Hydrostatic Pressure" Composite Structures, Vol. 86, No. 1-3, pp. 114-124, 2008.
- [23] Truong, V.-H., Nguyen, K.-H., Park, S.-S. and Kweon, J.-H., "Failure Load Analysis of C-Shaped Composite Beams Using a Cohesive Zone Model" Composite Structures, Vol. 184, pp. 581-590, 2018.
- [24] Shariati, M. and Allah-Baksh, H. R., "Numerical and experimental analysis of buckling and postbuckling of semi-spherical steel shells", In Persian, Journal of Computational Applied Mechanics, Vol. 44, No. 1, pp. 37-48, 2011.
- [25] Taheri Behrooz, F. Omid, M. and Mehrdad Shokrieh, M., "Experimental and numerical examination of the effect of geometrical imperfection on buckling load in axially compressed composites cylinder with and without cutout", In Persian, Modares Mechanical Engineering, Vol. 16, No. 6, pp. 367-377, 2016.
- [26] Dugdale, D. S., "Yielding of Steel Sheets Containing Slits" Journal of the Mechanics and Physics of Solids, Vol. 8, No. 2, pp. 100-104, 1960.
- [27] Benzeggagh, M. and Kenane, M., "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.