



بررسی تجربی و عددی اثر تقویت کننده در مقاومت کمانش کامپوزیت‌های چندلایه مربعی دارای سوراخ دایروی

تقی شجاعی¹، بیژن محمدی^{2*}، رضا معدولیت³

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

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

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

* صندوق پستی 16846-13114، bijan_mohammadi@iust.ac.ir

اطلاعات مقاله

دریافت: 97/1/26

پذیرش: 97/4/27

کلیدواژگان:

کمانش

ورق چندلایه متعامد و متقارن

تقویت کننده

گشودگی دایروی

روش اجزاء محدود

چکیده

استفاده از تقویت کننده یکی از راه‌های افزایش ظرفیت بار کمانش ورق می‌باشد. با این حال به منظور کاهش وزن، طراحی بهینه تقویت کننده ضروری می‌باشد. در این تحقیق رفتار کمانش و پس کمانش ورق کامپوزیتی شامل گشودگی به شکل دایره در مرکز آن با سه نوع تقویت کننده با هدف دستیابی به بالاترین مقاومت کمانشی در برابر بارهای محوری بررسی گردیده است. تقویت کننده صفحه‌ای به شکل ورق نازک مربعی شکل ساخته شده و اطراف گشودگی چسبانده شده است. دو تقویت کننده دیگر انواع طولی و حلقوی نامیده می‌شوند. این دو تقویت کننده ورق‌های نازکی بوده که عمود بر ورق به ترتیب در راستای اعمال بار فشاری و در راستای محیطی اطراف گشودگی نصب شده‌اند. ورق و تقویت کننده‌های مذکور به گونه‌ای ساخته شده‌اند که یک کامپوزیت لایه‌ای متعامد و متقارن باشند. جهت مدل‌سازی موارد یاد شده در نرم‌افزار اجزاء محدود انسیس آزمون‌های کششی و برشی روی نمونه‌های کامپوزیتی صورت گرفته است تا خواص مکانیکی لازم، مطابق با استانداردهای جهانی به دست آیند. رفتار کمانشی ورق‌های تقویت شده به کمک روش اجزاء محدود تحلیل شده و نتایج حاصل با نتایج تجربی مطابقت داشته‌اند. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهند که در بین تقویت کننده‌های ارائه شده، بیشترین بار کمانشی در مقایسه با وزن مربوط به تقویت کننده‌ی طولی و کمترین بار کمانشی مربوط به تقویت کننده حلقوی است.

Experimental and numerical investigation of effects of stiffener in buckling resistance of square laminated composites with circular hole

Taghi Shojaee, Bijan Mohammadi*, Reza Madoliat

Department of mechanical engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran.

* P.O.B. 16846-13114, Tehran, Iran, bijan_mohammadi@iust.ac.ir

Keywords

Buckling
Orthogonal and symmetric
multi-layer plate
Stiffener
Circular cutout
Finite Element method

Abstract

Using a stiffener is one of the ways to increase the buckling load capacity of the plate. However, to reduce the weight, the optimum design of the stiffener is necessary. In this study, buckling and post buckling behavior of composite plate with circular cut-out at its center with three types of stiffeners is investigated to achieve a plate with highest resistant to axial loading as buckling load. The Planer stiffener is made in the form of a thin, square layer and is attached around the opening. Two other stiffeners are named as Longitudinal and Ring types. These two stiffeners are thin layers which are attached perpendicular to the compression loading direction and at hoop direction around the openness, respectively. Plate and stiffeners are made as an orthogonal and symmetric layered composite. To model the above items in the Ansys software, tensile and shear tests on composite specimens were performed in accordance with international standards to achieve the required mechanical properties. Buckling behavior of plate with stiffener is analyzed by finite element method and the results are consistent with experimental results. The results of this research show that among the offered stiffeners, the plate with a longitudinal stiffener has maximum buckling load in comparison to the weight and minimum ratio of the buckling load to the weight is related to the ring stiffener.

1- مقدمه

هوایی مورد استفاده قرار می‌گیرند. وجود گشودگی در ورق‌های ساخته شده از این مواد کامپوزیتی، پایداری آن‌ها را در برابر بار فشاری کاهش داده و موجب کمانه کردن ورق می‌شود. جهت بالا بردن ظرفیت پایداری ورق توصیف شده

مواد کامپوزیتی به علت بالا بودن نسبت استحکام به وزن آن‌ها در مقایسه با مواد فلزی امروزه به صورت متداول در سازه‌های صنعتی به خصوص در صنایع

Please cite this article using:

Shojaee, T. Mohammadi, B. and Madoliat, R., "Experimental and numerical investigation of effects of stiffener in buckling resistance of square laminated composites with circular hole", In Persian, Journal of Science and TechNology of Composites, Vol. 6, No. 1, pp. 43-52, 2019.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

جابجایی خارج از صفحه‌ای که در راستای طولی به شکل تابع سینوس فرض شده است. نتایج به دست آمده با نتایج نوار محدود تمام انرژی و همچنین روش اجزا محدود در نرم افزار ANSYS مقایسه شده است. یکی از پارامترهای موثر بر رفتار کمانشی ورق‌های چندلایه کامپوزیتی ناهمسانگردی یعنی نسبت مدول الاستیسیته طولی به مدول الاستیسیته عرضی می‌باشد. با استفاده از روش ریلی-ریتز و روش نوار محدود نیمه انرژی تأثیر این پارامتر بر عملکرد کمانشی و پس از کمانشی ورق چندلایه تحت کوتاه شدگی لبه‌ای مورد مطالعه قرار گرفته است [12]. نتایج به دست آمده با نتایج حاصل از روش اجزا محدود صحنه سنجی شده است. علاوه بر ناهمسانگردی تأثیر کوپلینگ خمش - پیچش [13] بر رفتار پس از کمانشی ورق چندلایه کامپوزیتی با استفاده از روش نوار محدود نیمه انرژی مطالعه شده است.

یکی دیگر از پارامترهای تأثیرگذار بر تخریب سازه‌های کامپوزیتی تحت بارهای فشاری، جدایش بین لایه‌های در کامپوزیت چندلایه است. نور [14] با در نظر گرفتن این پارامتر، رفتار کمانش و پس از کمانش یک ورق کامپوزیتی با شرایط متفاوت از قبیل جنس، هندسه و بارگذاری های مختلف تحلیل کرده است. کلنرو و همکارش از یک مدل غیرخطی برای مدل سازی تیر چندلایه استفاده کرده و بارهای کمانشی میله‌های کامپوزیتی حاوی جدایی بین لایه‌های را به کمک مینیمم سازی انرژی پتانسیل به دست آورده و رفتار این تیر را در مرحله پس از کمانش بررسی نموده‌اند [15]. برای در نظر گرفتن جدایی بین لایه‌های در چندلایه‌های کامپوزیتی یکی از رویکردها رویکرد مکانیک شکست و استفاده از مفاهیم ضریب شدت تنش و نرخ رهایی انرژی کرنشی می‌باشد [16, 17]. یکی دیگر از رویکردهای مناسب برای پیش‌بینی جدایی بین لایه‌های، رویکرد مدل ناحیه چسبنده (CZM) می‌باشد [18]. مدل ناحیه چسبنده به خوبی توسط محمدی و همکاران برای پیش‌بینی جدایی بین لایه‌های تحت بارگذاری استاتیکی و خستگی کار گرفته شده است [19-21]. در زمینه کمانش نیز این رویکرد قبلاً توسط حسینی تودشکی و همکاران [22, 23] و نیز محمدی و شهبانی [24] مورد مطالعه قرار گرفته است. قربانپور و همکاران [25] به کمک مدل اجزا محدود سه بعدی کمانش و پس از کمانش یک تیر با جدایش بین لایه‌ای را بررسی نموده‌اند. در این مدل سازی بجای المان تماسی بین دو لایه از المان تیر استفاده شده است.

رفتار کمانش و پس از کمانش ورق چندلایه شبه ایزوتروپیک شامل یک گشودگی با اشکال مختلف از جمله دایره، مربع، لوزی و بیضی با اندازه‌ها و راستاهای متفاوت به روش اجزا محدود بررسی شده است [26]. در این تحقیق بارگذاری به کمک دو نوع تکیه‌گاه ساده و گیردار به این شکل که دو ضلع روبروی ورق آزاد هستند اعمال شده است و نشان داده شده که ورق مذکور با تکیه‌گاه گیردار و ساده به ترتیب دارای بالاترین و کمترین مقاومت در برابر کمانش است. لورنزی و همکارانش [27] رفتار کمانشی الاستیک و الاستوپلاستیک ورق فولادی مربعی و مستطیلی با یک گشودگی به شکل بیضی در وسط آن با نسبت‌های متفاوت قطر بزرگ بیضی به قطر کوچک تحلیل کرده‌اند. بهارداوج و همکاران [28] ارتعاشات آزاد ورق مستطیلی حاوی گشودگی مثلثی شکل را با استفاده از تئوری برشی مرتبه اول روش اجزا محدود مورد بررسی قرار دادند. مادسنی و همکارش [29] رفتار ورق انحاندار چندلایه شامل گشودگی در مرحله قبل و بعد از کمانش را به کمک روش اجزا محدود با نتایج تجربی صحنه سنجی نموده‌اند. آربلو و همکاران [30] تأثیر اندازه گشودگی و انحنا ی اولیه ورق کامپوزیتی را بر کمانش یک ورق کامپوزیتی شامل گشودگی دایره ای بررسی کرده‌اند. در سال 2015 الالدی و همکارانش [31] به بررسی شکست پنل های کامپوزیتی L شکل بدون و با

در برابر بارهای محوری فشاری، تقویت‌کننده‌ها به شکل‌های متفاوت به ورق اضافه می‌شوند. با توجه به شرایط توضیح داده شده بررسی رفتار کمانش و پس از کمانش ورق کامپوزیتی تقویت شده شامل گشودگی در مرکز آن، بسیار حائز اهمیت است.

پراستی [1] در سال 2001 کمانش ورق چندلایه تقویت شده بدون گشودگی را به کمک روش اجزا محدود بررسی نمود. در این تحلیل از المان هشت گره‌ای درجه دوم برای تحلیل ورق و المان سه گره‌ای برای بررسی تقویت‌کننده استفاده شده است. هو و همکاران [2] جهت طراحی بهینه کامپوزیت چندلایه‌ای تحت بار کمانشی و رسیدن به حداکثر ضریب بار کمانشی بجای اضافه کردن تقویت‌کننده و در نتیجه عدم افزایش وزن ورق، یک فرآیند بهینه‌سازی ارائه داده‌اند که در آن متغیرهای به کار رفته، راستای قرارگیری الیاف و ضخامت لایه‌ها است. این محققین برای حل این مسئله از روش اجزا محدود استفاده نموده‌اند. در همین زمینه مک و گربا [3] با هدف رسیدن به کمترین وزن سازه تحت بار کمانشی به کمک یک کد نوشته شده یک صفحه کامپوزیتی تحت فشار درون صفحه‌ای اعمالی بر دو ضلع مقابل را آنالیز کرده و لایه چینی و جهت‌های الیاف بهینه را به دست آوردند.

سایر [4] در سال 1958 رفتار تغییر شکل بزرگ صفحات ارتوتروپیک تحت فشار جانبی را که توسط یک سری تقویت‌کننده طولی تقویت شده‌اند بررسی کرد. در تحلیل انجام گرفته شرایط مرزی با فرض قرارگیری تکیه‌گاه‌هایی فنی پیچشی بر مرزهای صفحه انجام شد. در این تحقیق توزیع نیروهای جانبی و تغییر شکل‌ها به صورت توابع مثلثاتی در نظر گرفته شده است. نتایج ایشان نشان می‌دهد که در بارهای فشاری با مقدار کم، نتایج تحلیل و آزمون هماهنگی مناسبی دارند اما با افزایش فشار در نتایج به دست آمده از تحلیل و آزمون تفاوت بسیاری مشاهده می‌گردد. سایر در تحلیل خود نتوانست فرضیات مناسبی جهت تحلیل تنش در صفحات تقویت شده ارائه کند که این کاستی بعدها توسط باندم [5] در سال 1959 حل گردید. لازم به ذکر است که تحلیل انجام شده توسط باندم برای سازه‌های جدار نازک ایزوتروپ معتبر می‌باشد.

یوسف [6] از اولین کسانی است که تحقیقاتی در زمینه رفتار پس از کمانش سازه‌های کامپوزیتی ارائه کرده است. ایشان روش ارائه شده توسط کوآن [7] جهت تحلیل پس از کمانش صفحات ایزوتروپ را به صفحات ارتوتروپ گسترش داد. سبک‌سازی ورقی کامپوزیتی چندلایه متقارن مربع شکل بدون تقویت‌کننده را می‌توان با ایجاد سوراخ بیضی شکل در وسط آن انجام داد [8]. رفتار پس از کمانش این ورق در برابر بار فشاری وارده به کمک روش اجزا محدود بررسی شده است. فرمولاسیون بر اساس تئوری ورق میندلین و فرضیات ون کارمن برای پیش‌بینی رفتار غیرخطی به کار برده شده است. معادلات اجزا محدود به روش نیوتن رافسون حل گردیده‌اند و تأثیر شکل و اندازه و جهت قرارگیری سوراخ بیضی بر کمانش و اولین شکست لایه‌ای بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهند که این پارامترهای مذکور تأثیر زیادی بر مقاومت در برابر کمانش خواهند داشت.

اویسی و فضیلتی [9] تئوری برشی ورق مرتبه سوم را جهت گسترش دو نوع از نوار محدود به نام‌های نیمه انرژی و تمام انرژی جهت پیش‌بینی رفتار کمانش و ارتعاشات آزاد ورق ضخیم دارای گشودگی بدون تقویت‌کننده استفاده کردند. قنادپور و همکاران [10] با استفاده از تئوری مرتبه اول برشی و فرضیات ون-کارمن یک روش نوار محدود را برای چندلایه‌های کامپوزتی ضخیم توسعه دادند. عصایی و همکاران [11] تحلیل غیرخطی رفتار کمانشی چندلایه کامپوزیتی بدون تقویت‌کننده شامل نقص اولیه بر اساس اصول روش نوار محدود نیمه انرژی ارائه کردند. نقص اولیه در این تحقیق عبارت است از

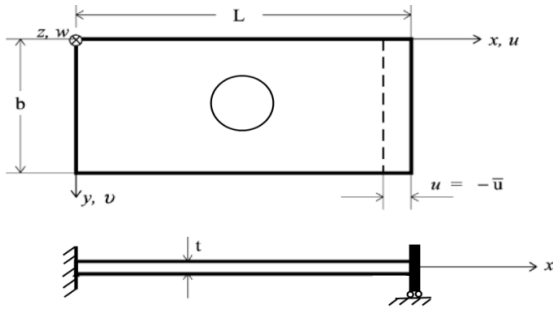


Fig. 1 boundary conditions

شکل 1 تعریف شرایط مرزی مسئله

1-2- تقویت کننده حلقوی

در این نوع تقویت مطابق شکل 2 ضخامت استوانه تقویت کننده (t_a) نصف ضخامت ورق (t) است و ارتفاع استوانه (h_a) ده برابر ضخامت ورق (t) است. در این شکل پارامتر b طول و عرض ورق است.

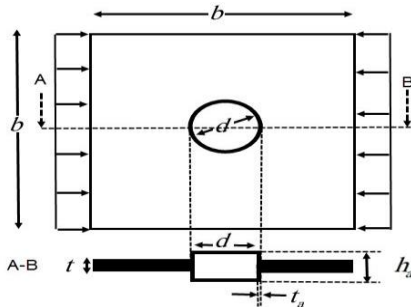


Fig. 2 ring stiffener

شکل 2 تقویت کننده حلقوی

2-2- تقویت کننده صفحه ای

این تقویت کننده مطابق شکل 3 که به صورت یک صفحه جوش خورده به ورق اصلی است. ضخامت این صفحه (t_a) نصف ضخامت ورق (t) بوده و طول آن (L_a) نیز 1.8 برابر قطر سوراخ (d) است. در این شکل پارامتر b طول و عرض ورق است.

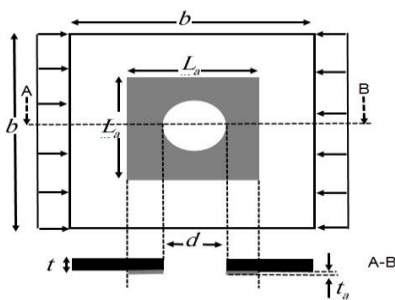


Fig. 3 planer stiffener

شکل 3 تقویت کننده صفحه ای

3-2- تقویت کننده طولی

این تقویت کننده مطابق شکل 4 در راستای نیروی فشاری به صفحه جوش خورده است. ضخامت این تقویت کننده (t_a) نصف ضخامت ورق (t) و ارتفاعش (h_a) چهار برابر ضخامت ورق (t) است. در این شکل پارامتر b طول و عرض ورق است.

گشودگی دایروی مرکزی با اندازه لبه تقویت کننده ثابت، به روش تجربی پرداخته و بارهای منجر به شکست را استخراج کردند.

شکریه و همکاران [32] اثر لایه چینی را در کمانش چندلایه های کامپوزیتی مورد ارزیابی قرار دادند. همچنین فنادپور و همکاران [33] رفتار کمانش چندلایه های کامپوزیتی بدون گشودگی را با ارائه یک مدل نوار محدود جدید مبتنی بر فرضیات ون-کارمن مورد مطالعه قرار دادند.

بررسی کمانش سازه های حاوی گشودگی در پوسته های استوانه ای نیز مورد مطالعه قرار گرفته است. طاهری بهروز و همکاران [35,34] نیز کمانش پوسته استوانه ای حاوی گشودگی را به روش تجربی و اجزا محدود مورد بررسی قرار دادند. بررسی تخریب در سازه های کامپوزیتی در سال های اخیر مورد توجه قرار گرفته است.

قنادپور و شاکری [36] رفتار تخریب پیش رونده در چندلایه های کامپوزیتی تحت بارگذاری فشاری را مورد ارزیابی قرار دادند. همچنین فرخ آبادی و همکاران [37] تخریب چندلایه های کامپوزیتی تقویت شده را با در نظر گرفتن جدایش پوسته و تقویت کننده مورد مطالعه قرار دادند. علاوه بر کامپوزیت های لایه ای، کمانش کامپوزیت های ذره ای نیز توسط برخی محققین مورد بررسی قرار گرفته است. کامپوزیت های با تقویت کننده نانولوله کربنی یکی از انواع متداول کامپوزیتها هستند.

قربانپور و همکاران [38] تاثیر راستای نانولوله ها و شرایط مرزی ورق را بر کمانش این ورق تقویت شده با نانو تیوب کربن به روش تحلیلی و اجزا محدود بررسی نمودند. فرضیات ورق مدل سازی شده بر اساس تئوری ورق کلاسیک و مرتبه سوم برشی ورق استوار است.

در اکثر تحقیقات یاد شده تنها رفتار کمانشی ورق بررسی گردیده است و همچنین ورق مورد مطالعه تنها شامل یکی از تغییرات هندسی یعنی وجود گشودگی و تقویت کننده است. اما همانطور که در نتایج نشان داده خواهد شد بررسی رفتار پس از کمانشی ورق بسیار حائز اهمیت بوده و این رفتار برای ورق با گشودگی ها با قطر ها و تقویت کننده های مختلف با یکدیگر متفاوت است و مشخصه یابی این موضوع در طراحی بهینه سازه بسیار ضروری است. بنابراین در این پژوهش ورق کامپوزیتی متعامد و متقارن با گشودگی دایروی در مرکز آن به کمک سه نوع تقویت کننده به نام های طولی، صفحه ای و حلقوی در برابر بار کمانشی تقویت گردیده و اثر تقویت کننده های مختلف در شرایط مختلف به روش اجزاء محدود و تجربی مورد مطالعه قرار گرفته است تا بهترین تقویت کننده با وجود گشودگی جهت افزایش مقاومت کمانشی ورق به دست آید.

2- تعریف مسئله

در این پژوهش ورق کامپوزیتی چندلایه به کمک سه نوع تقویت کننده صفحه ای، حلقوی و طولی تقویت گردیده و یک گشودگی به شکل دایره در مرکز آن ایجاد شده است. سعی بر آن است رفتار کمانش و پس کمانش ورق کامپوزیتی با شرایط ذکر شده و قطرهای مختلف گشودگی به روش های تجربی و عددی بررسی گردد. بدین منظور مطابق شکل 1 دو ضلع روبروی ورق تکیه گاه گیردار (با شیب و خیز صفر) و دو ضلع دیگر آزاد قرار داده شده و بار به شکل جابجایی اعمال شده است. در این شکل L طول ورق و b عرض ورق می باشد.

4- ساخت نمونه های تست

برای ساخت نمونه ها ابتدا ورقهای چهار، شش و هشت لایه با قرار دادن پارچه [0/90] بر روی یکدیگر ساخته شده است به نحوی که ضخامت ورق چهار لایه به طور میانگین 0.65 میلی متر، ورق شش لایه 0.95 میلی متر و ضخامت هشت لایه 1.2 میلی متر گردیده است. سپس نمونه ها از ورق حاصل بریده شده و تقویت کننده ها به آن ها چسبانده شده است. بدین صورت که ابعاد نمونه ها به شکل مربعی با ضلع 60 میلی متر (b در شکل 1 الی 3) بوده و یک گشودگی دایروی در وسط آن ها با قطرهای 12 و 18 میلی متر ایجاد شده است.

به منظور بررسی صحت نتایج تست کمانش از هر نمونه با ضخامت ورق و قطر گشودگی متفاوت مطابق با استاندارد یاد شده سه نمونه ساخته و تست شده است. در شکل 6 مثالی از نمونه با تقویت کننده طولی نشان داده شده است. در این شکل چهار ستون دیده می شود که در هر ستون سه نمونه مشابه قرار گرفته است. بنابراین چهار نمونه مختلف مشاهده می شود که در چهار ستون چیده شده اند. ستونها به ترتیب از چپ به راست شش لایه با قطر 12، شش لایه با قطر 18، هشت لایه با قطر 12 و هشت لایه با قطر 18 را شامل می شوند.

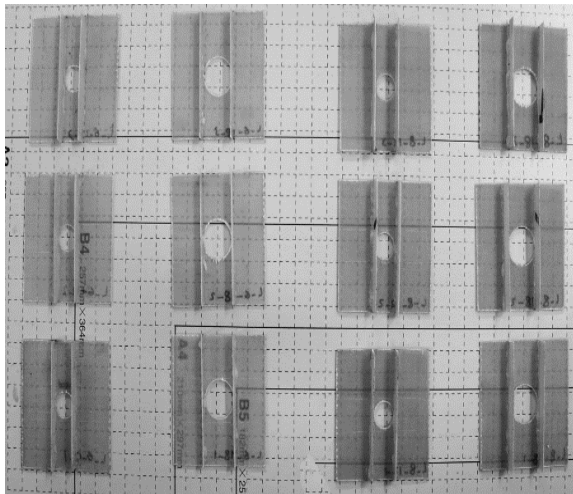


Fig. 6 Composite plate having circular hole with longitudinal stiffener

شکل 6 ورق کامپوزیتی دارای سوراخ با تقویت کننده طولی

در شکل 7 مثالی از نمونه ها با تقویت کننده صفحه ای نشان داده شده است. در این شکل، شش ستون دیده می شود که در هر ستون سه نمونه مشابه قرار گرفته است. بنابراین چهار نمونه مختلف در چهار ستون چیده شده اند. ستونها به ترتیب از چپ به راست چهار لایه با قطر 12، چهار لایه با قطر 18، شش لایه با قطر 12، شش لایه با قطر 18، هشت لایه با قطر 12 و هشت لایه با قطر 18 را شامل می شوند.

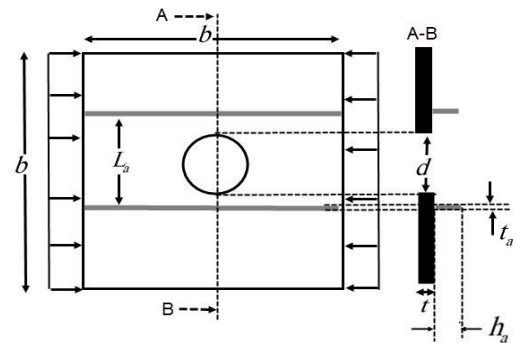


Fig. 4 longitudinal stiffener

شکل 4 تقویت کننده طولی

3- ساخت ورق کامپوزیتی متعامد متقارن و به دست آوردن مشخصات مکانیکی آن

نمونه ها با رزین اپوکسی با کد Sika cr83 و الیاف از جنس شیشه با کد Colan af218 به روش اینفیوژن ساخته شده اند. برای استخراج مدول الاستیک پارچه [0/90] در دو راستای عمود بر هم، ابتدا صفحات 300×300 mm با الیاف شیشه و رزین یکسان با نمونه های استوانه ساخته شده است و پس از برش نمونه های مورد نظر و انجام آزمونهای کشش بر اساس استاندارد ASTM D3039 به کمک دستگاه SANTAM، خواص مکانیکی در جهت صفر و 90 درجه و ضریب پواسون بدست آمده است. روش بدست آوردن مدول الاستیک بدین صورت است که با نصب اکستنسومتر بر روی نمونه میزان کرنش دقیق آن در راستای بارگذاری به همراه نیروی وارده از دستگاه بر روی نمونه همزمان ثبت گردیده و با رسم نمودار تنش بر حسب کرنش و محاسبه شیب آن مدول الاستیک محاسبه شده است. در شکل 5 نمونه ای قرار داده شده درون دستگاه نمایش داده شده است. برای استخراج مدول الاستیک برشی، صفحات $[\pm 45]$ ساخته شده و بر اساس استاندارد ASTM D3518 نمونه های مورد نظر برش خورده، مورد آزمون برشی قرار گرفته و مدول برشی استخراج شده است. در جدول 1 خواص مکانیکی بدست آمده مربوط به نمونه های ساخته شده برای مدل سازی آزمون کمانش ارائه شده است.

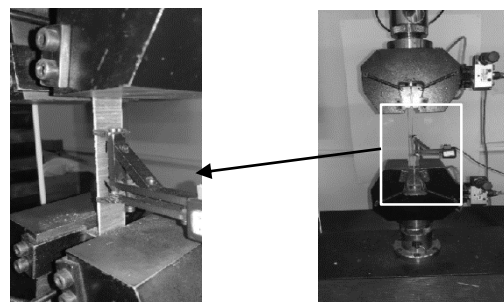


Fig. 5 specimen in tensile test equipment SANTAM

شکل 5 قرارگیری نمونه های آزمون کشش درون دستگاه SANTAM

جدول 1 خواص مکانیکی کامپوزیت بافته شده [0/90] E/Glass-Epoxy

Table 1 mechanical properties of [0/90] Woven E/Glass-Epoxy

مقدار	نماد	پارامتر
14.5 (GPa)	E_x	مدول الاستیک در راستای الیاف
5.57 (GPa)	G	مدول برشی
0.3	ν	ضریب پواسون

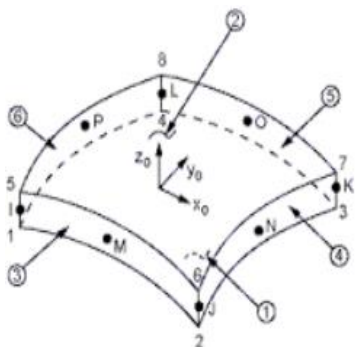


Fig. 9 shell 281 element with eight node with six degree of freedom at each node

شکل 9 المان ورق (shell 281) دارای هشت گره و شش درجه آزادی در هر گره

مدل اجزا محدود ورق کامپوزیتی دارای گشودگی با حضور تقویت کننده های طولی، صفحه ای و حلقوی به ترتیب در شکل های 10 الی 12 آمده است.

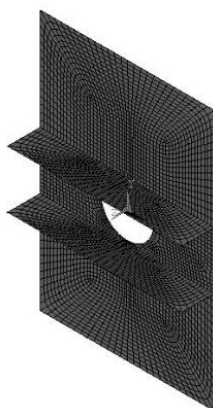


Fig. 10 FE model of notched composite plate with longitudinal stiffener

شکل 10 مدل اجزا محدود ورق سوراخدار با تقویت کننده طولی

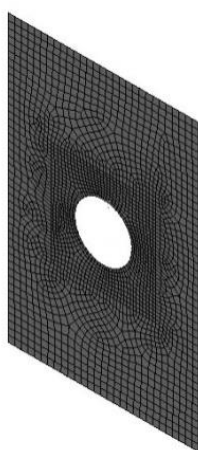


Fig. 11 FE model of notched composite plate with planer stiffener

شکل 11 مدل اجزا محدود ورق سوراخدار با تقویت کننده صفحه ای



Fig. 7 Composite plate having circular hole with planer stiffener

شکل 7 ورق کامپوزیتی دارای سوراخ با تقویت کننده صفحه ای

در شکل 8 مثال هایی از نمونه ها با تقویت کننده حلقوی نشان داده شده است. ترتیب چیدمان این نمونه ها همانند شکل 5 می باشد.

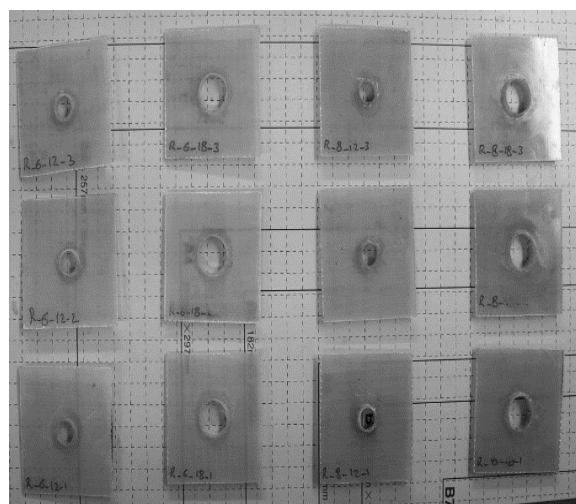


Fig. 8 Composite plate having circular hole with ring stiffener

شکل 8 ورق کامپوزیتی دارای سوراخ با تقویت کننده حلقوی

5- مدل سازی

بر اساس مدل های تجربی ساخته شده، مدل اجزا محدود طراحی و از تحلیل غیرخطی جهت بررسی کمانش استفاده شده است. در این مدل سازی از المان ورق مندرج در شکل 9 برگرفته از راهنمای نرم افزار انسیس، استفاده شده است. المان دارای هشت گره که هر گره دارای شش درجه آزادی (سه درجه جابجایی و سه درجه چرخش) است. این المان برای تحلیل ورق های نازک و نسبتاً ضخیم مناسب می باشد زیرا قادر است تغییر شکل های برشی را مدل سازی نماید. در این مدل سازی به دلیل آنکه مدل سه بعدی بوده و تنشها صفحه ای هستند از این المان استفاده شده است.

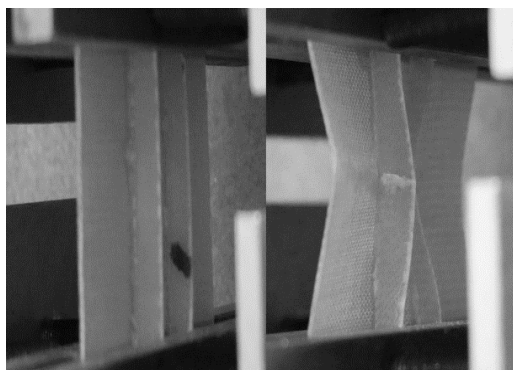


Fig. 14 longitudinal stiffener at start and buckling moment of test

شکل 14 لحظه ابتدایی و لحظه کمانش ورق با تقویت کننده طولی

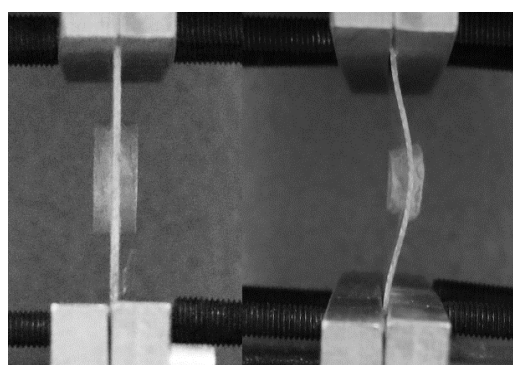


Fig. 15 ring stiffener at start and buckling moment of test

شکل 15 لحظه ابتدایی و لحظه کمانش ورق با تقویت کننده حلقوی

محدوده‌ی بارگذاری در مدل سازی عددی به روش اجزای محدود با محدوده‌ی نتایج تجربی تا قبل از خرابی قطعه می‌باشد؛ بنابراین معیارهای خرابی در مدل سازی عددی اعمال نشده است. قطعات کمانش کرده حاصل از تحلیل مدل اجزا محدود در سه حالت تقویت کننده در شکل های 15 الی 17 نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می شود تغییر شکل ورق کمانش یافته با تقویت کننده ها همانند نتایج تجربی در شکل های 16 الی 18 هستند.

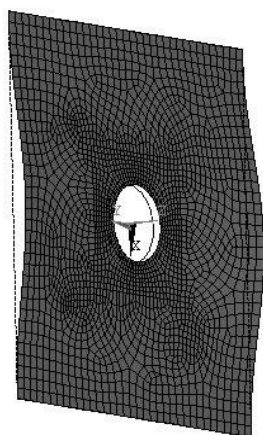


Fig. 16 buckling mode of Notched laminate with planer stiffener

شکل 16 کمانش ورق چندلایه سوراخدار با تقویت کننده صفحه‌ای

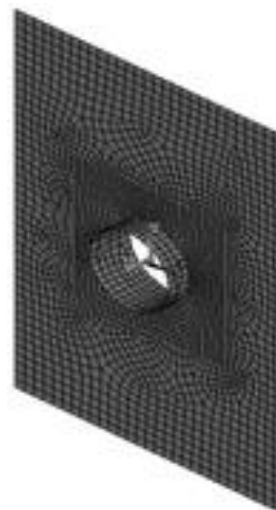


Fig. 12 FE model of Notched composite plate with ring stiffener

شکل 12 مدل اجزا محدود ورق سوراخدار با تقویت کننده حلقوی

لازم به ذکر است که در مدل سازی عددی فرض بر آن است که جدایش تقویت کننده و ورق از بین نرفته و در نتیجه از اتصال کامل و گره مشترک در مرز بین تقویت کننده و ورق استفاده شده است. غالب بودن مود کمانش کلی و عدم جدایش غالب بین ورق و تقویت کننده در نتایج تجربی جاری صحت تقریبی فرض یاد شده برای مدلسازی عددی را تایید می کند.

6- ارائه و توصیف نتایج

در این قسمت رفتار کمانش و پس کمانش ورق دارای گشودگی با تقویت کننده های حلقوی، صفحه‌ای و طولی حاصل از آزمون های تجربی و مدل سازی اجزا محدود ارائه شده اند.

شیوه بارگذاری در آزمون های تجربی به این صورت بوده است که یک طرف از ورق در فک ثابت دستگاه قرار داده شده و طرف دیگر به کمک فک بالایی، جابجایی به صورت گام به گام اضافه گردیده که در اصطلاح به این شیوه، بارگذاری انتهایی گویند. قطعات کمانش شده در سه حالت تقویت کننده در شکل های 13 الی 15 نشان داده شده است. جهت بررسی رفتار پس از کمانش، بارگذاری به شکل جابجایی بعد از کمانش تا لحظه خرابی قطعه ادامه یافته است.

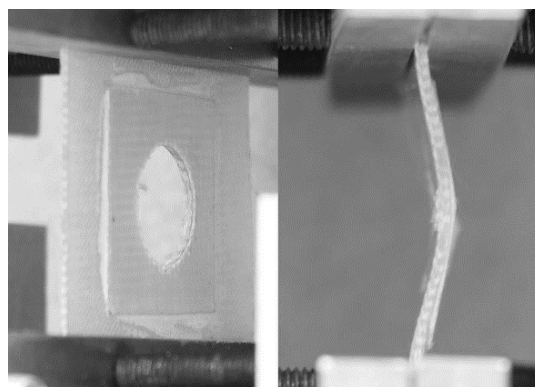


Fig. 13 planer stiffener at start and buckling moment of test

شکل 13 لحظه ابتدایی و لحظه کمانش ورق با تقویت کننده صفحه‌ای

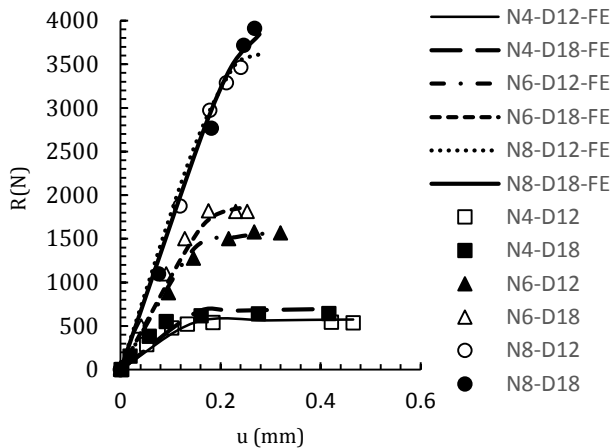


Fig. 19 displacement-reaction Force of Notched laminates with planer stiffener and different cut out with 12 and 18 mm diameter length

شکل 19 نمودار نیرو-جابجایی چندلایه های سوراخدار تقویت شده صفحه ای با حضور گشودگی به قطرهای 12 و 18 میلیمتر

با توجه به شکل 19 رفتار ورق دارای گشودگی با تقویت کننده صفحه ای ابتدا با افزایش بار به شکل جابجایی، نیروی عکس العمل تقریباً به صورت خطی افزایش می یابد تا به نقطه کمانش برسد. بعد از کمانش ورق، با افزایش جابجایی طولی نیروی عکس العمل تقریباً ثابت می ماند تا به نقطه انتهایی یا همان نقطه آغاز خرابی می رسد که در این نمودار محدوده خرابی نمایش داده نشده است. زیرا هدف این مقاله تنها بررسی رفتار کمانش و پس کمانش بوده است. از نظر تأثیر وزن ورق تقویت شده به کمک تقویت کننده صفحه ای در شکل 18 مشاهده می شود که با افزایش تعداد لایه ها از چهار به هشت مقدار بار کمانشی افزایش می یابد یا به عبارتی بار کمانشی برای ورق با گشودگی 12 میلی متر در شش و هشت لایه به ترتیب 2.5 و 6 برابر بار کمانشی چهار لایه می باشد در حالی که وزن لایه های مذکور به ترتیب 1.5 و 2 برابر چهار لایه و وزن تقویت کننده استفاده شده در این ورق ها به ترتیب 1.5 و 2 برابر تقویت کننده چهار لایه هستند؛ بنابراین دو برابر کردن ضخامت ورق و تقویت کننده و در نتیجه وزن مجموعه با گشودگی 12 میلی متر بار کمانشی آن را 6 برابر خواهد نمود.

همچنین برای ورق با گشودگی 18 میلی متر بار کمانشی با تعداد لایه چینی شش و هشت لایه به ترتیب 2.8 و 5.6 برابر بار کمانشی چهار لایه می باشد.

وزن تقویت کننده استفاده شده برای گشودگی 18 میلی متر حدود 2.25 برابر تقویت کننده اطراف گشودگی 12 میلی متر است. این افزایش وزن در اثر نصب تقویت کننده و ایجاد گشودگی موجب افزایش بار کمانشی در چهار، شش و هشت لایه به ترتیب 1.2، 1.3 و 1.1 برابری شده است. البته توجه شود که به دلیل گشودگی با شعاع بیشتر، وزن کل مجموعه تفاوت چندانی ننموده است. افزایش تعداد لایه چینی موجب کاهش تحمل بار جابجایی در مرحله پس از کمانش و افزایش نیروی عکس العمل در این مرحله شده است. بدین صورت که جابجایی تحمل شده در آخرین نقطه از نمودار برای ورق با لایه چینی چهار لایه نسبت به شش و هشت لایه به ترتیب 1.5 و 1.9 برابر برای گشودگی 12 میلی متر و به ترتیب 1.6 و 1.7 برای گشودگی 18 میلی متری بوده است.

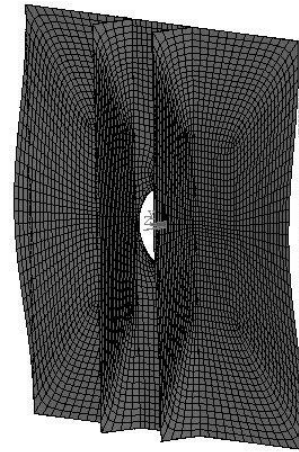


Fig.17 buckling mode of Notched laminate with longitudinal stiffener

شکل 17 کمانش ورق چندلایه سوراخدار با تقویت کننده طولی

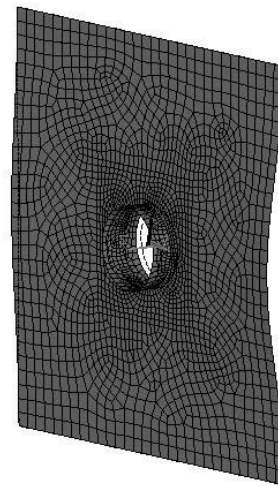


Fig. 18 buckling mode of Notched laminate with ring stiffener

شکل 18 کمانش ورق چندلایه سوراخدار با تقویت کننده حلقوی

نتایج حاصل از آزمون تجربی و مدل سازی برای ورق با تقویت کننده صفحه ای با سه نوع لایه چینی متفاوت به تعداد چهار، شش و هشت لایه و هر کدام با یک گشودگی به قطرهای 12 و 18 میلیمتر در شکل 19 ارائه شده اند. u بارگذاری به شکل جابجایی بر حسب میلیمتر و همچنین R معرف نیروی عکس العمل تکیه گاهی بر حسب نیوتن است که از جمع نیروهای گرهی در وجه مورد نظر به دست می آید. در راهنمای این نمودار N معرف تعداد لایه، D قطر گشودگی و FE نتیجه مدل سازی اجزا محدود را نشان می دهد. به عنوان مثال N4-D12 به معنی ورق چهار لایه با گشودگی 12 میلی متر حاصل از نتایج تجربی و به شکل نقاط گسسته نشان داده شده اند و N4-D12-FE به معنی نتایج تحلیل این ورق به روش اجزا محدود است و با خطوط پیوسته نمایش داده شده اند.

همان طور که در بخش مدل سازی توضیح داده شد، بازه بارگذاری به شکل جابجایی در روش اجزا محدود بر اساس نتایج تجربی بوده و معیار شکست در آن لحاظ نشده است.

هشت لایه تقویت شده حلقوی با سوراخ 12 و 18 میلی‌متر تفاوتی قائل نشده است.

نتایج حاصل از آزمون تجربی و مدلسازی عددی برای ورق با تقویت کننده طولی با دو نوع لایه چینی متفاوت به تعداد شش و هشت لایه و هر کدام با یک گشودگی به قطرهای 12 و 18 انجام شده است که در شکل 21 ارائه شده است. راهنمای این نمودار مانند شکل 19 است.

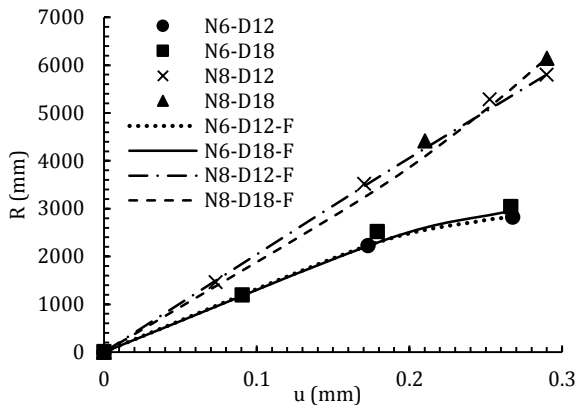


Fig. 21 displacement-reaction Force of notched laminates with longitudinal stiffener and different cut out with 12 and 18 mm diameter length

شکل 21 نمودار نیرو-جابجایی چندلایه‌های سوراخدار تقویت شده طولی با حضور گشودگی به قطرهای 12 و 18 میلی‌متر

در نتایج نمایش داده شده در شکل 21 برخلاف دو تقویت کننده قبلی مرحله پس از کمانش که نیروی عکس العمل در آن ناحیه ثابت می‌ماند تقریباً وجود ندارد و نمونه‌ها بعد از کمانش مستقیماً وارد ناحیه خرابی شده که در این شکل آخرین نقطه از هر نمودار نشان دهنده آغاز خرابی بوده و بقیه نمودار نمایش داده نشده است. بر اساس نتایج به دست آمده در شکل‌های 21 برای ورق با تقویت کننده طولی تقریباً می‌توان سبک‌سازی بدون کاهش بار کمانشی به صورت افزایش قطر گشودگی از 12 میلی‌متر به 18 میلی‌متر اعمال کرد.

جهت مقایسه نتایج رفتار کمانش و پس کمانش ورق شش لایه با گشودگی 12 میلی‌متر تقویت شده با سه نوع تقویت کننده در شکل 22 نمایش داده شده است.

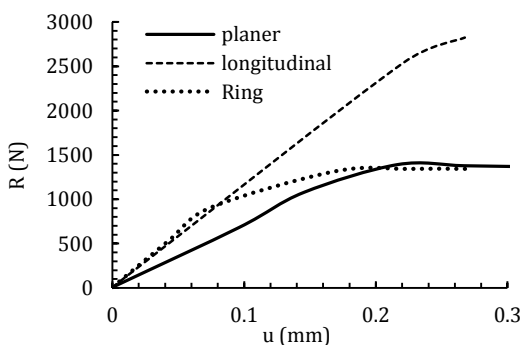


Fig. 22 displacement-reaction Force of buckling treatment of notched plate with six layers with three different stiffeners

شکل 22 نمودار نیرو-جابجایی جهت مقایسه رفتار کمانشی ورق سوراخدار شش لایه با سه نوع تقویت کننده

بر اساس اندازه‌ی نمونه‌های ساخته شده وزن تقویت کننده صفحه‌ای و طولی برای ورق شش لایه تقریباً به ترتیب 2 و 3.7 برابر تقویت کننده حلقوی

مشابه پاراگراف قبل نصب کردن تقویت کننده موجب کاهش تحمل بار جابجایی گردیده است. بدین صورت که در چهار و شش لایه با گشودگی 12 میلی‌متر به ترتیب 1.1 و 1.3 برابر این ورق‌ها با گشودگی 18 میلی‌متر بوده است.

نتایج حاصل از آزمون تجربی و مدلسازی اجزا محدود برای ورق با تقویت کننده حلقوی با دو نوع لایه چینی متفاوت به تعداد شش و هشت لایه و هر کدام با یک گشودگی به قطرهای 12 و 18 میلی‌متر در شکل 20 ارائه شده‌اند. راهنمای این نمودار مانند شکل 19 است.

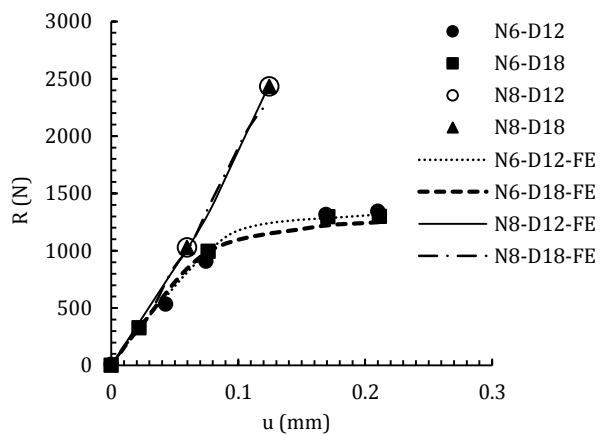


Fig. 20 displacement-reaction Force of notched laminates with ring stiffener and different cut out with 12 and 18 mm diameter length

شکل 20 نمودار نیرو-جابجایی چندلایه‌های سوراخدار تقویت شده حلقوی با حضور گشودگی به قطرهای 12 و 18 میلی‌متر

با توجه به شکل 20 رفتار کلی ورق با تقویت کننده حلقوی مشابه ورق با تقویت کننده صفحه‌ای می‌باشد یعنی ابتدا با افزایش بار به شکل جابجایی، نیروی عکس العمل تقریباً به صورت خطی افزایش می‌یابد تا به نقطه کمانش برسد. بعد از کمانش ورق، با افزایش جابجایی طولی نیروی عکس العمل تقریباً ثابت می‌ماند تا به نقطه انتهایی یا همان نقطه آغاز خرابی می‌رسد که همانند قبل در این نمودار محدوده خرابی نمایش داده نشده است. رفتار هشت لایه به گونه‌ای است که عملاً بخش مقدار ثابت نیرویی توضیح داده شده وجود ندارد و بعد از کمانش مستقیماً وارد ناحیه خرابی می‌شود یا به عبارتی می‌توان گفت ناحیه پس از کمانش بسیار کوچکی دارد.

در شش لایه تقویت شده حلقوی با افزایش قطر گشودگی وزن تا 2.25 برابر کاهش می‌یابد و در نتیجه بار کمانشی 0.9 برابر خواهد شد. این بدان معنی است که این نوع سبک‌سازی افزایش قطر گشودگی در شش لایه موجب کاهش بار کمانشی به مقدار 0.1 برابر گردیده است. با اعمال این سبک‌سازی در هشت لایه در نتایج تجربی تأثیری بر بار کمانشی دیده نمی‌شود؛ یعنی با افزایش قطر گشودگی بار کمانشی تغییر چندانی نخواهد کرد.

در شکل 20 رفتار هشت لایه حاصل از مدلسازی عددی با دو نوع گشودگی مقداری تفاوت وجود دارد اما در نتایج تجربی این چندلایه تفاوتی دیده نمی‌شود. این اتفاق به این دلیل است که هشت لایه با اعمال بار جابجایی بسیار اندکی و تقریباً بدون طی کردن مرحله پس از کمانش وارد ناحیه خرابی می‌شود که همان طور که گفته شده در این نمودار آخرین نقطه، شروع خرابی است؛ بنابراین دستگاه اندازه‌گیری قادر به تشخیص چنین سرعتی نبوده و بین نتایج تجربی

نمودار جابجایی-نیرو برای اکثر نمونه‌ها را می‌توان به سه قسمت تقسیم نمود. قسمت اول که تقریباً خطی بوده یعنی با اضافه کردن بار به شکل جابجایی نیروی عکس‌العمل تکیه‌گاهی به شکل خطی افزایش می‌یابد. قسمت دوم مرحله‌ای از بارگذاری است که با افزایش جابجایی طولی نیرو تغییر چندانی نکرده و تقریباً ثابت می‌ماند و قسمت آخر مرحله خرابی نمونه است که در نتایج ارائه شده در این پژوهش تنها به شکل یک نقطه در انتهای هر نمودار تفسیر گردید و تمام توجه به دو قسمت اول به دلیل اهمیت بیشتر آن‌ها معطوف شد. در ورق با تقویت کننده صفحه‌ای با افزایش تعداد لایه‌ها و به سبب آن افزایش وزن تقویت کننده نمونه‌ها موجب افزایش بار کمانشی و کاهش تحمل بار جابجایی شده است. بدین معنی که با افزایش تعداد لایه چینی شیب بخش خطی توضیح داده شده در نمودار نیرو-جابجایی افزایش و محدوده جابجایی آن کاهش یافته است.

در ورق با تقویت کننده حلقوی مشابه پاراگراف قبل با افزایش تعداد لایه بار کمانشی افزایش می‌یابد. در این ورق تقویت شده با سبک‌سازی ورق به شکل افزایش قطر گشودگی بار کمانشی تغییر چندانی نکرده و می‌توان گفت که سبک‌سازی انجام شده در این ورق نسبت به ورق در پاراگراف قبل بسیار مؤثر بوده است. همچنین با اعمال این سبک‌سازی میزان تحمل بار جابجایی توضیح داده شده کاهش می‌یابد.

در ورق با تقویت کننده طولی مشابه دو تقویت کننده دیگر با افزایش تعداد لایه چینی بار کمانشی افزایش می‌یابد. نتیجه بسیار مطلوب در این ورق افزایش بار کمانشی در اثر اعمال سبک‌سازی با افزایش قطر گشودگی است. علت این امر می‌تواند نحوه چیدمان این تقویت کننده در اطراف گشودگی باشد؛ زیرا در ساخت این نمونه‌ها با افزایش قطر گشودگی فاصله بین تقویت کننده‌ها یا به عبارتی L_a در شکل 4 افزایش یافته است.

با مقایسه بار کمانشی و وزن کل ورق برای سه تقویت کننده معرفی شده در این پژوهش می‌توان نتیجه گرفت که نسبت بار کمانشی به وزن تقویت کننده طولی از بقیه بالاتر بوده است و تقویت کننده صفحه‌ای در رتبه دوم قرار دارد. نتیجه مهم دیگر این است که اگر یکی از معیارهای انتخاب تقویت کننده تحمل بار کمانشی دراز مدت قرار گیرد رفتار ورق با تقویت کننده صفحه‌ای از بقیه مناسب‌تر خواهد بود؛ زیرا مطابق نتایج ارائه شده میزان تحمل جابجایی بعد از کمانش نسبت به بقیه بیشتر بوده است.

8- فهرست علائم

R	نیرو (N)
u	جابجایی (mm)
N_x-Dy	نمونه تجربی از ورق با تعداد x لایه و قطر گشودگی به اندازه y (mm)
$N_x-Dy-FE$	مدل اجزا محدود از ورق با تعداد x لایه و قطر گشودگی به اندازه y (mm)

9- مراجع

- [1] B. G. Prusty and S. K. Satsangi, "Finite Element Buckling Analysis of Laminated Composite Stiffened Shells," Int. J. Crashworthiness, Vol. 6, pp. 471-484, 2001.
- [2] N.-T. T. Ho-Huu V., Do-Thi T.D., Dang-Trung H., Vo-Duy T., "Optimization of Laminated Composite Plates for Maximizing Buckling Load Using Improved Differential Evolution and

است و بر اساس شکل 21 بار کمانشی ورق شش لایه با تقویت کننده صفحه‌ای و طولی به ترتیب 1.02 و 2.10 برابر بار کمانشی ورق با تقویت کننده حلقوی است؛ اما به منظور یک مقایسه دقیق‌تر برای اثر انواع تقویت کننده اگر نسبت بار کمانشی به درصد وزنی کل ورق و تقویت کننده معیار قرار داده شود، می‌توان به داده های جدول 2 رسید.

جدول 2 اثر تقویت کننده در نسبت بار کمانش به وزن کل در ورق شش لایه
Table 2 Effects of stiffeners in ratio of buckling load to the total weight of plate with six layers

قطر سوراخ	بدون تقویت کننده	رینگ	صفحه ای	طولی
12	28.2	30.8	41.2	62.3
18	26.2	28.3	50.8	73.1

همانطور که ملاحظه می‌شود، بیشترین بار کمانشی نسبت به وزن مربوط به ورق با تقویت کننده طولی می‌باشد که نسبت مربوط به آن حدود دو برابر ورق بدون تقویت کننده می‌باشد.

مشابه شکل 22 مقایسه‌ای بین نتایج رفتار کمانش و پس کمانش ورق هشت لایه با گشودگی 12 میلی‌متر تقویت شده با سه نوع تقویت کننده انجام شده و در شکل 23 نمایش داده شده است.

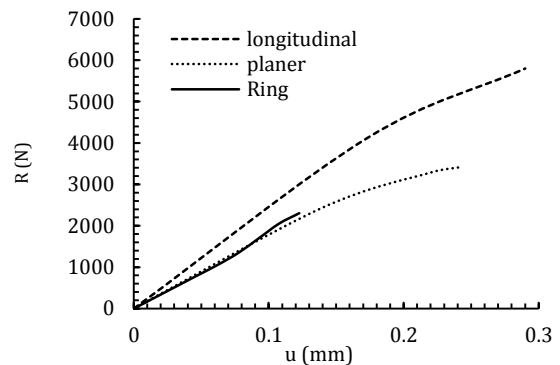


Fig. 23 displacement-reaction Force of buckling treatment of notched plate with eight layers with three different stiffeners

شکل 23 نمودار نیرو-جابجایی مقایسه رفتار کمانشی ورق سوراخدار هشت لایه با سه نوع تقویت کننده

بر اساس اندازه‌ی نمونه‌های ساخته شده وزن تقویت کننده صفحه‌ای و طولی برای ورق هشت لایه تقریباً به ترتیب 3.7 و 5.2 برابر تقویت کننده حلقوی است و بر اساس شکل 23 بار کمانشی ورق هشت لایه با تقویت کننده صفحه‌ای و طولی به ترتیب 1.4 و 2.6 برابر بار کمانشی ورق با تقویت کننده حلقوی است؛ بنابراین اگر مشابه قبل نسبت بار کمانشی به درصد وزنی کل ورق معیار قرار داده شود، نتایج نشان خواهد داد که باز هم ورق با تقویت کننده طولی از این نظر بهترین شرایط را داراست.

7- نتیجه گیری

در این پژوهش به منظور دستیابی به یک طراحی بهینه برای تقویت کننده برای ورق کامپوزیتی تحت فشار با حضور گشودگی دایروی در مرکز آن، رفتار کمانش و پس کمانش ورق چندلایه‌ی تقویت شده با تقویت کننده حلقوی، صفحه‌ای و طولی در شرایط مختلف به کمک آزمون‌های تجربی و روش اجزا محدود بررسی گردید.

- Delamination Buckling Growth in Laminated Composites Using Layerwise-Interface Element. *Composite Structures*, 92(8), pp.1846-1856, 2010.
- [24] 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*, 152, pp.88-104, 2016.
- [25] A Ghorbanpour Arani, R Moslemian, A Arefmanesh. Compressive Behavior of a Glass/Epoxy Composite Laminates with Single Delamination. *Journal of Solid Mechanics*, 1(2): 84-90, 2009.
- [26] D. Kumar and S. B. Singh, "Effects of Boundary Conditions on Buckling and Postbuckling Responses of Composite Laminates with Various Shaped Cutouts," *Compos. Struct.*, Vol. 92, No. 3, pp. 769–779, 2010.
- [27] G. Lorenzini, D. Helbig, M. D. V Real, E. D. Santos, L. A. Isoldi, and L. A. O. Rocha, "Computational Modeling and Constructal Design Method Applied to the Mechanical Behavior Improvement of Thin Perforated Steel Plates Subject to Buckling," Vol. 25, No. 2, pp. 197–215, 2016.
- [28] Bhardwaj, H., Vimal, J., & Sharma, A. (2015). Study of Free Vibration Analysis of Laminated Composite Plates with Triangular Cutouts. *Engineering Solid Mechanics*, 3(1), 43-50.
- [29] E. Madenci and A. Barut, "Pre- And Postbuckling Response of Curved , Thin , Composite Panels With Cutouts," *Int. J. Numer. Methods Eng.*, Vol. 37, No. October 1992, pp. 1499–1510, 1994.
- [30] M. A. Arbelo and A. Herrmann, "Investigation of Buckling Behavior of Composite Shell Structures with Cutouts," *Appl Compos Mater*, 2014.
- [31] Faruk Elaldi, Sezgin Alecakir." Damage Tolerance of Stiffened Composite Panels with Cutouts", Department of Mechanical Engineering University of Baskent, 06530 Ankara, Turkey, 2015
- [32] Heidari-Rarani, M., Khalkhali-Sharifi, S. S., & Shokrieh, M. M. (2014). Effect of Ply Stacking Sequence on Buckling Behavior of E-glass/Epoxy Laminated Composites. *Computational Materials Science*, 89, 89-96.
- [33] Ghannadpour, S. A. M., Ovesy, H. R., & Zia-Dehkordi, E. (2015). Buckling and Post-Buckling Behaviour of Moderately Thick Plates Using an Exact Finite Strip. *Computers & Structures*, 147, 172-180.
- [34] Taheri-Behrooz, F., Omidi, M., Shokrieh, M. (2016). Experimental and Numerical Examination of the Effect of Geometrical Imperfection on Buckling Load in Axially Compressed Composites Cylinder with and Without Cutout. *Modares Mechanical Engineering*, 16(6), 367-377. (in Persian)
- [35] Taheri-Behrooz, F., Omidi, M., & Shokrieh, M. M. (2017). Experimental and Numerical Investigation of Buckling Behavior of Composite Cylinders with Cutout. *Thin-Walled Structures*, 116, 136-144.
- [36] Ghannadpour, S. A. M., & Shakeri, M. A New Method to Investigate the Progressive Damage of Imperfect Composite Plates Under In-Plane Compressive Load, *AUT Journal of Mechanical Engineering*, 1(2) (2017) 159-168.
- [37] Kamareh, F., Farrokhabadi, A., & Rahimi, G. (2018). Experimental and Numerical Investigation of Skin/Lattice Stiffener Debonding Growth in Composite Panels Under Bending Loading. *Engineering Fracture Mechanics*.
- Smoothed Finite Element Method," *Compos. Struct.*, 2016.
- [3] gurba W. Muc A., "Genetic Algorithms and Finite Element Analysis in Optimization of Composite Structures," *Compos. Struct.*, Vol. 54, pp. 275– 281, 2001.
- [4] W. G. Soper, "Large Deflection of Stiffened Plates," *J. Appl. Mech.*, Vol. 25, pp. 444–8, 1958.
- [5] Benthem JP., "The Reduction in Stiffness of Combinations of Rectangular Plates in Compression after Exceeding the Buckling Load," *NLL Rep. S*, p. 539, 1959.
- [6] S. Yusuff, "Large Deflection Theory for Orthotropic Rectangular Plates Subjected to Edge Compression," *J. appl. Mech.*, Vol. 19, pp. 446–452, 1952.
- [7] J. M. COAN, "Large Deflection Theory for Plates with Small Initial Curvature Loaded in Edge Compression," *J. Appl. Mech.*, Vol. 18, pp. 143–151, 1951.
- [8] P. Jain and A. Kumar, "Postbuckling Response of Square Laminates with a Central Circular / Elliptical Cutout," *Compos. Struct.*, Vol. 65, pp. 179–185, 2004.
- [9] H. R. Ovesy and J. Fazilati, "Buckling and Free Vibration Finite Strip Analysis of Composite Plates with Cutout Based on Two Different Modeling Approaches," *Compos. Struct.*, Vol. 94, No. 3, pp. 1250–1258, 2012.
- [10] Ghannadpour, S. A. M., Ovesy, H. R., & Zia-Dehkordi, E. (2014). An Exact Finite Strip for the Calculation of Initial Post-Buckling Stiffness of Shear-Deformable Composite Laminated Plates. *Composite Structures*, 108, 504-513.
- [11] H. Assaee, H. R. Ovesy, and M. Hajikazemi, "Thin-Walled Structures A Semi-Energy Finite Strip Non-Linear Analysis of Imperfect Composite Laminates Subjected to End-Shortening," *Thin Walled Struct.*, Vol. 60, pp. 46–53, 2012.
- [12] H. Assaee, M. Hajikazemi, and H. R. Ovesy, "The Effect of Anisotropy on Post-Buckling Behavior of Laminated Plates Using Semi-Energy Finite Strip Method," *Compos. Struct.*, Vol. 94, No. 5, pp. 1880–1885, 2012.
- [13] H. R. Ovesy and H. Assaee, "The effects of bend – twist coupling on the post-buckling characteristics of composite laminated plates using semi-energy finite strip approach," *Thin-Walled Struct.*, Vol. 45, pp. 209–220, 2007.
- [14] Noor A.K., "Buckling And Postbuckling Analyses of Laminated Anisotropic Structures," *Int. J. Numer. Methods Eng.*, Vol. 27, pp. 383–401, 1989.
- [15] A. Köllner and C. Völlmecke, "Buckling and Postbuckling Behavior of Delaminated Composite Struts," *Int. J. Comput. Methods Eng. Sci. Mech.*, 2017.
- [16] Sajjadi, S. H., Salimi-Majd, D., & Ghorabi, M. O. A. (2016). Development of a Brittle Fracture Criterion for Prediction of Crack Propagation Path Under General Mixed Mode Loading. *Engineering Fracture Mechanics*, 155, 36-48.
- [17] Lesiuk, G., Kucharski, P., Correia, J. A., De Jesus, A. M. P., Rebelo, C., & da Silva, L. S. (2017). Mixed Mode (I+ II) Fatigue Crack Growth in Puddle Iron. *Engineering Fracture Mechanics*, 185, 175-192.
- [18] A. Farrokhabadi, and Naghdi Nasab "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.
- [19] Mohammadi, B., Salimi-Majd, D. and Hossain Ali-Bakhshi, M.. Analysis of Composite Skin/Stringer Debonding and Failure Under Static Loading Using Cohesive Zone Model. In Persian, *Modares Mechanical Engineering*, 14(10), pp. 17-25, 2014.
- [20] Kalkhoran, A., Davood Salimi-majd, and Bijan Mohammadi. "Fatigue Life Prediction for Adhesively Bonded Root Joint of Composite Wind Turbine Blade Using Cohesive Zone Approach." *Recent Advances in Composite Materials for Wind Turbine Blades*, pp. 221-32, 2013.
- [21] 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.
- [22] Hosseini-Toudeshky, H., Hosseini, S. and Mohammadi, B., Buckling and Delamination Growth Analysis of Composite Laminates Containing Embedded Delaminations. *Applied Composite Materials*, 17(2), pp.95-109, 2010.
- [23] Hosseini-Toudeshky, H., Hosseini, S. and Mohammadi, B.