



روشی جدید برای پیش‌بینی رفتار مکانیکی اتصالات مکانیکی تک‌لبه کامپوزیتی

علیرضا شماعی کاشانی¹، محمود مهرداد شکرپه^{2*}

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

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

* کد پستی 16846-13114، shokrieh@iust.ac.ir، تهران

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت: 97/5/16	تحقیق حاضر با استفاده از روابط مایکرومکانیک روش تئوری جدیدی را برای بررسی رفتار مکانیکی و شروع آسیب اتصالات مکانیکی تک‌لبه کامپوزیتی ارائه می‌دهد. بدین منظور ابتدا با استفاده از خواص الاستیک و استحکامی و ضریب پواسون رزین و الیاف به‌عنوان ورودی، رفتار مکانیکی الاستیک تک‌لبه کامپوزیتی مشخصه‌سازی می‌شود. سپس با استفاده از این خواص، لایه‌چینی و پارامترهای هندسی اتصال مکانیکی تک‌لبه و با استفاده از مدل جرم-فنر اصلاح‌شده، سفتی اتصال محاسبه می‌شود. همچنین با تعریف ضریب تمرکز تنش و با استفاده از مفهوم معیار حداکثر تنش در مواد کامپوزیتی، بار شروع آسیب اتصال مکانیکی تک‌لبه کامپوزیتی محاسبه می‌شود. مدل فوق با استفاده از خواص الاستیک و استحکامی رزین و الیاف، لایه‌چینی و پارامترهای هندسی اتصال تک‌لبه، رفتار مکانیکی و بار شروع تخریب اتصال را با دقتی بسیار خوب پیش‌بینی می‌کند. با استفاده از مدل فوق اتصالات تک‌لبه کامپوزیتی با دو لایه‌چینی $[90/0/45/90]_s$ و $[45/0/45/90]_s$ مدلسازی شدند. اتصالات تک‌لبه کامپوزیتی با دو لایه‌چینی فوق ساخته شده و تحت آزمایش قرار گرفتند. مقایسه نتایج مدلسازی با آزمایش‌های فوق نشان می‌دهد که حداکثر خطای مدل برای اتصال با لایه‌چینی اول 2.17% و برای اتصال با لایه‌چینی دوم 3.91% است.
پذیرش: 97/7/8	
کلیدواژگان: اتصال مکانیکی کامپوزیت حل تئوری آزمایش	

A novel model to predict the mechanical behavior of single-lap composite joints

Ali Reza Shamaei-Kashani, Mahmood Mehrdad Shokrieh*

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

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

Keywords

Mechanical joint
Composites
Theoretical model
Experiment

Abstract

In the present research, using a micromechanical approach, a novel analytical method was developed to predict the stiffness and damage initiation load of single-lap composite joints. The elastic and strength properties of fiber and matrix were used to characterize the elastic and strength properties of unidirectional composites. Based on the layup and geometrical parameters of the single-lap joint and using a nonlinear spring-mass model, the stiffness of the joint was predicted. Then, by defining the stress concentration factor and using the maximum stress failure criteria, the damage initiation load of the single-lap composite joint was predicted with a good accuracy. This model was used to simulate the mechanical behavior of single-lap joints with layups $[-45/0/45/90]_s$ and $[90/-45_2/45]_s$. Composite joints with these two layups were manufactured and tested. A comparison between the results of the model and experiments shows maximum errors of 2.17% and 3.91% for joints with these two layups, respectively.

1- مقدمه

ضروری می‌باشد. رفتار مکانیکی اتصالات مکانیکی تک‌لبه کامپوزیتی را با سه روش آزمایشگاهی، تحلیلی و عددی می‌توان بررسی کرد.

در زمینه بررسی رفتار اتصالات چسبی، داریوشی و همکاران [1]، رفتار خمشی سازه‌های ساندویچی با رویه‌های کامپوزیتی که با چسب به یکدیگر متصل شده‌اند را آزمایش کرده و نتایج را مدل المان محدود مقایسه کردند. محی الدین قمشه‌ای و شاهی [2]، توزیع تنش اتصال چسبی تک‌لبه بین لوله‌های کامپوزیتی را تحت گشتاور پیچشی و اثرات رطوبتی-حرارتی با استفاده

استفاده از اتصالات مکانیکی به دلیل امکان باز و بسته شدن، قابلیت اعتماد بالا، ظرفیت بالای باربری و تاثیرپذیری کم‌تر نسبت به شرایط محیطی در مقایسه با اتصالات چسبی مورد توجه می‌باشد. تقریباً در اغلب سازه‌های کامپوزیتی با کاربرد در صنایع مختلف از اتصالات مکانیکی استفاده می‌شود. بنابراین بررسی رفتار مکانیکی این دسته از اتصالات شامل سفتی و بار شروع آسیب آنها لازم و

Please cite this article using:

Shamaei-Kashani, A.R. and Mehrdad Shokrieh, M., "A novel model to predict the mechanical behavior of single-lap composite joints", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 6, No. 1, pp. 89-98, 2019.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

[18]، مدل تئوری برای مدلسازی توزیع تنش حول سوراخ با تداخل مناسب اتصال مکانیکی کامپوزیتی تحت بار کششی [19]، آنالیز حساسیت توزیع بار و جابجایی اتصالات با چندپیچ کامپوزیتی [20] و مدل آماری تحلیل استحکام اتصال کامپوزیتی دولبه تک‌پیچ [21] ارائه شده است.

اگرچه حل المان محدود سه‌بعدی پاسخی مناسب برای بررسی رفتار مکانیکی اتصالات مکانیکی کامپوزیتی ارائه دهد، اما به دلیل زمان حل بالا، برای فاز طراحی مقدماتی اتصالات روش مناسبی نیست. از طرف دیگر روش‌های آزمایشی نیز به دلیل هزینه مالی زیاد نمی‌توانند به عنوان تنها گزینه مدنظر باشد. بنابراین ارائه مدلی تئوری که از یک طرف پاسخی دقیق با سرعت بالا مناسب برای فاز طراحی مقدماتی اتصالات داشته باشد و از سوی دیگر از هزینه‌های آزمایشی نیز بکاهد هدف تحقیق حاضر است. در تحقیق حاضر با استفاده از خواص مکانیکی اجزای سازنده تک‌لایه کامپوزیتی (رزین و الیاف)، لایه‌چینی و پارامترهای هندسی اتصال، رفتار مکانیکی و بار شروع آسیب اتصالات مکانیکی کامپوزیتی پیش‌بینی می‌شود.

2- تعریف مسئله

در تحقیق حاضر ابتدا با استفاده از آزمایش‌ها، رفتار مکانیکی اتصال تکیه با لایه‌چینی $S_{[-45/0/45/90]}$ و $S_{[90/-45_2/45]}$ که به ترتیب لایه‌چینی‌های I و II نامیده می‌شود، بررسی می‌شود. در ادامه مدلی جدید برای پیش‌بینی رفتار مکانیکی و شروع آسیب اتصالات تکیه کامپوزیتی ارائه می‌شود. تاکنون معیارهایی برپایه روش المان محدود برای اتصالات تکیه و دولبه کامپوزیتی ارائه شده است. همچنین معیارهایی تئوری برای پیش‌بینی رفتار مکانیکی اتصالات مکانیکی دولبه کامپوزیتی نیز ارائه گردیده است.

اما براساس بهترین اطلاعات نویسندگان حاضر تا به حال معیاری تئوری برای پیش‌بینی شروع آسیب اتصال مکانیکی تکیه کامپوزیتی توسعه نیافته است. بنابراین در این تحقیق با استفاده از روابط شناخته‌شده میکرومکانیک، تئوری کلاسیک لایه‌ای و معیار خرابی حداکثر تنش، مدلی ارائه می‌شود که توانایی پیش‌بینی رفتار مکانیکی و شروع آسیب اتصال تکیه کامپوزیتی را داراست. از مزایای این مدل می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- پیش‌بینی رفتار مکانیکی و شروع آسیب اتصال مکانیکی تکیه کامپوزیتی با استفاده از روابط تئوری
- توانایی در نظر گرفتن تغییرات لایه‌چینی، کسر حجمی الیاف و پارامترهای هندسی اتصال به دلیل استفاده از روابط میکرومکانیک در محاسبه رفتار مکانیکی اتصال مکانیکی تکیه کامپوزیتی
- محدود نبودن به لایه‌چینی شبه‌ایزوتروپیک برای چندلایه‌ها برخلاف مدل‌های موجود
- در نظر گرفتن رفتار غیرخطی تنش-کرنش برشی کامپوزیت
- در نظر گرفتن تاثیرات خمش ثانویه در اتصال مکانیکی تکیه کامپوزیتی
- دقت بالای پیش‌بینی مدل در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی
- سرعت بالای حل مسئله و سادگی مدل به دلیل استفاده از روابط شناخته‌شده موجود

در این مدل ابتدا با استفاده از خواص مکانیکی رزین و الیاف شامل استحکام، مدول و ضریب پواسون، خواص مکانیکی تک‌لایه کامپوزیتی شامل رفتار الاستیک و استحکامی با استفاده از روابط میکرومکانیکی چمیس [22] پیش‌بینی می‌شود.

از روش عددی تریب دیفرانسیل مورد بررسی قرار دادند. شاه‌رخ‌ی نسب و همکاران [3] تاثیر ترکیب دو نوع چسب متفاوت یا یک نوع چسب را در دو دما و دو نرخ بارگذاری متفاوت در اتصال چسبی تکیه برشی مورد بررسی قرار داده و استحکام برشی آن را مقایسه کردند. حیدری و همکاران [4] با استفاده از مدل ناحیه چسبناک در نرم افزار المان محدود رشد آسیب را در اتصالات چسبی بال هواپیمای کامپوزیتی مدل کردند. خرمی‌شاد و نصیری [5] عوامل تاثیرگذار بر استحکام اتصال ترکیبی چسبی-پرچی را با استفاده از مدل المان محدود بررسی کردند.

در زمینه بررسی آزمایشگاهی اتصالات مکانیکی کامپوزیتی، اسمیت و همکاران [6] استحکام اتصال مکانیکی تکیه و دولبه را برای لایه‌چینی شبه‌ایزوتروپیک و لایه‌چینی با الیاف متعامد از جنس الیاف کربن بررسی کرده و مشاهده کردند که استحکام اتصال تکیه به دلیل تاثیرات خمش ثانویه، کم‌تر از اتصال دولبه است. بررسی عددی رفتار مکانیکی اتصالات مکانیکی کامپوزیتی موضوع تحقیق دسته دیگری از مقالات است. در این زمینه تحقیقات بسیاری انجام شده است که به عنوان نمونه به موارد زیر می‌توان اشاره کرد: عبادی رجلی و مختاری [7] با استفاده از مدل المان محدود و دیدگاه آسیب پیش‌رونده، مقادیر سفتی، استحکام و منحنی‌های بار-جابجایی اتصالات تکیه را محاسبه کردند. ژو و همکاران [8] با ارائه یک مدل المان محدود سه‌بعدی رفتار آسیب اتصال تکیه چندپیچ کامپوزیتی را با در نظر گرفتن لقی‌های متفاوت پیش‌بینی کردند.

در زمینه مدل‌سازی تئوری رفتار مکانیکی اتصالات کامپوزیتی، کامانیو و لامبرت [9] روشی تئوری برای پیش‌بینی شروع آسیب، خرابی نهایی و مود خرابی اتصالات مکانیکی دولبه با لایه‌چینی شبه‌ایزوتروپیک ارائه دادند. برای این منظور، آنها توزیع تنش در هر لایه را با استفاده از روابط نیمه‌تجربی یا روش‌های عددی محاسبه کردند. آن‌ها به منظور تعیین رفتار خرابی اتصال، از فاصله مشخصه چانگ و اسکات [10] تحت بارگذاری کششی و فشاری استفاده کردند. مک‌کارتی و همکاران [11] با گسترش مدل جرم-فنر تات و روزنفلد [12]، روشی تئوری برای تعیین تاثیر لقی روی توزیع بار اتصالات مکانیکی تکیه و دولبه کامپوزیتی ارائه دادند.

در مدل آنها، پیچ و چندلایه‌ها به وسیله جرم و فنر مدل‌سازی می‌شود. آن‌ها برای راستی‌آزمایی مدل از المان محدود سه‌بعدی استفاده کردند. مک‌کارتی و گری [13] مدل جرم و فنر را برای در نظر گرفتن تاثیر گشتاور پیش‌بار و اصطکاک گسترش دادند و برای راستی‌آزمایی مدل از المان محدود سه‌بعدی و نتایج آزمایشگاهی استفاده کردند.

در ادامه این روند مطالعاتی، طاهری و همکاران [14] به بررسی تاثیر رفتار غیرخطی مادی روی توزیع بار اتصال مکانیکی تکیه چندپیچ کامپوزیتی پرداختند. آن‌ها با استفاده از مدل جرم-فنر و رابطه غیرخطی برشی تسای-هان [15]، نشان دادند که در نظر گرفتن رفتار غیرخطی تنش-کرنش برشی برای اتصالات تکیه با چندپیچ، پاسخی با حدود 4/4 دقیقتر از مدل جرم-فنر اولیه برای چندلایه کامپوزیتی با لایه‌چینی شبه‌ایزوتروپیک حاصل می‌شود. آن‌ها نتایج مدل خود را برای اتصال تکیه با سه و پنج پیچ ارائه دادند و تاثیر در نظر گرفتن رفتار غیرخطی تنش-کرنش برشی روی توزیع بار اتصالات را گزارش کردند.

همچنین مدل‌های تئوری مختلفی برای در نظر گرفتن خمش ثانویه در اتصالات پیچی تکیه کامپوزیتی [16]، بهبود مدل جرم-فنر برای افزایش سرعت محاسبه توزیع بار اتصالات پیچی کامپوزیتی [17]، مدل سفتی اتصال برای تحلیل توزیع بار در اتصالات چندپیچ با در نظر گرفتن پیش‌بار و لقی

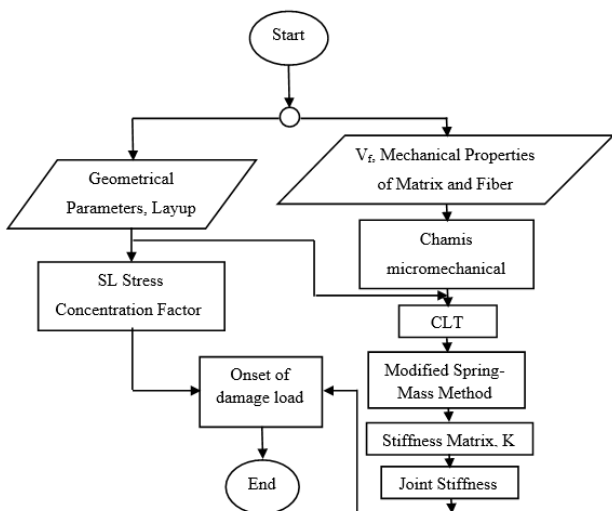


Fig. 1 Flowchart of the present model to predict the mechanical and damage behavior of composite bolted joints

شکل 1 روندنمای مدل پیش‌بینی رفتار مکانیکی اتصال مکانیکی کامپوزیتی

4-1- روابط مایکرومکانیک چمیس

یکی از معادلات مایکرومکانیکی موجود در زمینه مواد کامپوزیت، معادلات چمیس [22] است. این معادلات با در نظر گرفتن اثرات حباب موجود در ماتریس پاسخ نسبتاً مناسبی برای رفتار مکانیکی لایه تک‌جهته شامل سفتی و استحکام در جهات کشش طولی، عرضی و برشی ارائه می‌دهند.

چمیس برای در نظر گرفتن اثرات حباب ضرایب اصلاحی مطابق با ذیل پیشنهاد کرد [22]:

$$\bar{k}_f = (1 - k_v)k_f \quad (1)$$

$$\bar{k}_m = (1 - k_v)k_m \quad (2)$$

که در روابط فوق، k_f ، k_m و k_v به ترتیب کسر حجمی الیاف، فاز زمینه و حباب است. \bar{k}_m و \bar{k}_f به ترتیب کسر حجمی الیاف و ماتریس با در نظر گرفتن اثرات حباب هستند. در ادامه روابط محاسبه مدول الاستیسیته در جهات مختلف، ضریب پواسون داخل صفحه و استحکام در جهات مختلف آورده می‌شود.

$$E_{I11} = \bar{k}_f E_f + \bar{k}_m E_m \quad (3)$$

$$E_{I22} = \frac{E_m}{1 - \sqrt{\bar{k}_f} \left(1 - \frac{E_m}{E_{f22}}\right)} \quad (4)$$

$$E_{I33} = E_{I22} \quad (5)$$

$$G_{I12} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{\bar{k}_f} \left(1 - \frac{G_m}{G_{f12}}\right)} \quad (6)$$

$$G_{I23} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{\bar{k}_f} \left(1 - \frac{G_m}{G_{f23}}\right)} \quad (7)$$

$$G_{I13} = G_{I12} \quad (8)$$

$$\vartheta_{I12} = \vartheta_m + \bar{k}_f (\vartheta_{f12} - \vartheta_m) \quad (9)$$

که در روابط فوق E_{I11} ، E_{I22} ، E_{I33} ، G_{I12} ، G_{I23} ، G_{I13} و ϑ_{I12} به ترتیب مدول کششی در جهت 1، 2 و 3، مدول برشی در جهت 12، 23 و 13 و ضریب

سپس با استفاده از تئوری کلاسیک لایه‌ها، ارائه شده توسط تسای [23]، رفتار مکانیکی الاستیک چندلایه کامپوزیتی با لایه‌چینی دلخواه پیش‌بینی می‌شود. در ادامه با استفاده از مدل جرم-فنر اصلاح شده توسط طاهری و همکاران [14]، سفتی اتصال مکانیکی تک‌لایه کامپوزیتی محاسبه شده و در ادامه سفتی تک‌لایه 0 درجه محاسبه می‌شود.

سپس، با استفاده از پارامترهای هندسی تک‌لایه کامپوزیتی 0 درجه و با در نظر گرفتن تمرکز تنش آن، ضریب تمرکز تنش این تک‌لایه با در نظر گرفتن توزیع تنش واقعی اتصال تک‌لایه (شامل تاثیرات خمش ثانویه) محاسبه می‌شود. برای محاسبه تمرکز تنش لازم است توزیع دقیق تنش اتصال تک‌لایه مدل شود. بدین منظور ابتدا از روابط ارائه شده توسط هارت-اسمیت [24] برای اتصال دولبه استفاده شده است. سپس با استفاده از روند ارائه شده توسط نلسون [25] توزیع تنش برای اتصال تک‌لایه محاسبه می‌شود.

ضمناً ضریب تمرکز تنش اتصال تک‌لایه کامپوزیتی نیز محاسبه می‌شود. با استفاده از ضریب تمرکز تنش فوق و همچنین استحکام‌های بدست آمده برای تک‌لایه کامپوزیتی با استفاده از روابط مایکرومکانیک، استحکام اصلاح شده تک‌لایه کامپوزیتی سازنده اتصال تک‌لایه کامپوزیتی محاسبه می‌شود. در انتها، با استفاده از نتایج این بخش و بخش قبل و استفاده از مدل تخریب حداکثر تنش برای مواد کامپوزیتی، بار شروع آسیب اتصال تک‌لایه کامپوزیتی محاسبه می‌شود. روندنمای شکل 1، به‌طور شماییک مراحل اجرای این مدل را نشان می‌دهد.

3- مطالعه آزمایشگاهی

هندسه اتصال مورد استفاده در شکل 2-الف نشان شده است. روند آزمایش و هندسه اتصال مطابق استاندارد ASTM D 5961-10 [26] انجام گرفته است. با در نظر گرفتن استاندارد فوق و برای اطمینان از وقوع مد خرابی لهدگی، نسبت قطر سوراخ پیچ به ضخامت چندلایه‌ها در بازه 1.5-3، نسبت عرض نمونه به قطر پیچ برابر 6 و نسبت فاصله مرکز سوراخ تا لبه نمونه به قطر پیچ برابر 4 است. اتصال با لایه‌چینی‌های $[-45/0/45/90]_s$ و $[90/-45_2/45]_s$ (به ترتیب لایه‌چینی I و II نامیده می‌شوند) ساخته شده که ضخامت هر لایه معادل 0.2 میلی‌متر است. قطر پیچ 3.5، عرض نمونه، 21 و فاصله مرکز سوراخ از لبه نمونه 14 میلی‌متر در نظر گرفته می‌شود.

نمونه‌ها از جنس الیاف شیشه/رزین اپوکسی (الیاف شیشه Interglass 92145 آلمان و رزین اپوکسی ML-506 شرکت مکرر، ایران) است. برای ساخت نمونه‌های کامپوزیت از روش لایه‌چینی دستی استفاده می‌شود. با توجه به کسر حجمی الیاف معادل 42%، مقدار رزین محاسبه می‌شود. پیچ‌های مورد استفاده در این تحقیق نیز از جنس فولاد با قطر 3.5 میلی‌متر است.

4- مدل پیش‌بینی شروع تخریب اتصال تک‌لایه کامپوزیتی

در این مدل با استفاده از خواص مکانیکی الاستیک و استحکامی رزین و الیاف، کسر حجمی الیاف و پارامترهای هندسی و لایه‌چینی اتصال، سفتی و بار شروع تخریب اتصال مکانیکی تک‌لایه کامپوزیتی پیش‌بینی می‌شود. با توجه به شکل 1، مدل فوق شامل شش بخش است که در ادامه با جزییات شرح داده می‌شود.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_s \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_x & -\nu_y/E_y & 0 \\ -\nu_x/E_x & 1/E_y & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{xy} \end{bmatrix} + \alpha \sigma_s^2 \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sigma_s \end{Bmatrix} \quad (16)$$

رابطه نمودی تنش-کرنش برای تک‌لبه غیرخطی مطابق رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$\Delta\{\sigma\} = [Q]\Delta\{\varepsilon\} \quad (17)$$

که در آن مدول برشی در هر نمو از رابطه زیر پیروی می‌کند:

$$[TG]^{n+1} = \frac{\partial \sigma_s}{\partial \varepsilon_s} = \frac{1}{\frac{1}{G_{xy}} + 3S_{SSSS}[\sigma_s^2]^n} \quad (18)$$

شکل 2 نمایی کلی از یک اتصال تک‌لبه تک‌پیچ کامپوزیتی است. در این شکل p گام، d قطر پیچ و ضخامت چندلایه است. در این مدل برای هر پیچ یک درجه آزادی در راستای افقی تعریف می‌شود و سفتی‌ها با استفاده از فنرها مدل می‌شوند. خروجی این مدل نیروی اتصال کامپوزیتی است. در این تئوری فرض بر آن است که هر المان از سیستم در طول خود دارای ضخامت ثابت باشد. با توجه به اینکه هر المان توسط یک فنر مجزا مدل می‌شود، هر یک از آن‌ها می‌تواند از جنس‌های متفاوت و با ابعاد گوناگون باشد.

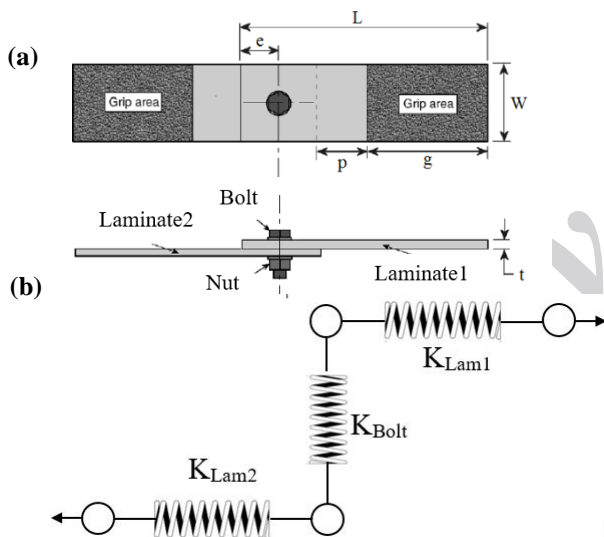


Fig. 2 a) Schematic of the single-lap single-bolt composite joint, b) Corresponding spring-mass model

شکل 2 الف) نمایی از اتصال تک‌لبه تک‌پیچ، ب) مدل جرم-فنر اصلاح‌شده معادل

سفتی معادل با هر پیچ در این مقاله با K_{BOLT} نشان داده شده است. سفتی‌های چندلایه‌ها نیز با استفاده از K_{LAM} نشان داده شده‌اند. مدل استفاده شده در این تحلیل بر مبنای فرضیات زیر استوار است [11]:

- جرم‌ها دارای درجه آزادی در راستای افقی هستند.
- تمام فنرها (شامل فنرهای معادل پیچ) تنها در راستای محور فنر سفتی دارند.
- در این تحلیل از اثرات اصطکاک بین چندلایه‌های کامپوزیتی صرف‌نظر می‌شود.

پواسون داخل صفحه‌های تک‌لبه هستند. $E_f, E_m, E_{f22}, G_m, G_{f23}, G_{f12}$ و ν_{f12} به ترتیب مدول کششی الیاف در جهت 1، مدول کششی ماتریس، مدول کششی الیاف در جهت 2، مدول برشی ماتریس، مدول برشی الیاف در جهت 12 و 23 و ضریب پواسون ماتریس و الیاف است.

$$S_{I11T} = S_{f11T}(\bar{k}_f + \bar{k}_m \frac{E_m}{E_{f11}}) \quad (10)$$

$$S_{R11C} = S_{f11C}(\bar{k}_f + \bar{k}_m \frac{E_m}{E_{f11}}) \quad (11)$$

$$S_{I22T} = \left\{ 1 - (\sqrt{k_f} - k_f) \left(1 - \frac{E_m}{E_{f22}} \right) \right\} S_{mT} \{ 1 - \sqrt{\frac{4k_v}{\pi(1-k_f)}} \} \quad (12)$$

$$S_{I12S} = \left\{ 1 - (\sqrt{k_f} - k_f) \left(1 - \frac{G_m}{G_{f12}} \right) \right\} S_{mS} \{ 1 - \sqrt{\frac{4k_v}{\pi(1-k_f)}} \} \quad (13)$$

که در روابط فوق $S_{mT}, S_{f11C}, S_{f11T}$ و S_{mS} به ترتیب استحکام کشش طولی الیاف، استحکام فشاری طولی الیاف، استحکام کششی ماتریس و استحکام برشی ماتریس است.

2-4- مدل جرم-فنر اصلاح شده

مدل جرم-فنر توسط تات و روزنفلد [12] برای بررسی توزیع بار اتصالات دولبه مواد ایزوتروپیک ارائه شد. نلسون و همکاران [25] مدل فوق را برای اتصالات تک‌لبه مواد کامپوزیتی گسترش دادند. طاهری و همکاران [14] مدل جرم-فنر نلسون و همکاران را با در نظر گرفتن رفتار غیرخطی تنش-کرنش برشی اصلاح کردند.

در تحقیق حاضر با استفاده از منحنی‌های تنش-کرنش کشش طولی، عرضی و برش داخل صفحه‌های کامپوزیت و با استفاده از تئوری کلاسیک لایه‌ای، خواص مکانیکی اتصال کامپوزیتی و سفتی چندلایه در جهات x و y محاسبه می‌شود. با فرض خواص الاستیک خطی برای کامپوزیت‌ها و با صرف‌نظر از جزئیات، روابط زیر برای مدول داخل صفحه‌های چندلایه کامپوزیتی در جهات کشش طولی و کشش عرضی ارائه می‌شود [23].

$$E_1^0 = \frac{1}{a_{11}h} \quad (14)$$

$$E_2^0 = \frac{1}{a_{22}h} \quad (15)$$

که در روابط فوق a_{11} و a_{22} به ترتیب نرمی چندلایه در جهات 1 و 2 و h ضخامت چندلایه است. سپس با استفاده از این خواص همان‌طور که در شکل 2 نشان داده شده است، می‌توان به کمک مدل جرم-فنر غیرخطی، جابه‌جایی هر پیچ را محاسبه کرده و رفتار اتصال در طی بارگذاری را پیش‌بینی کرد. تسای و هان مدلی ساختاری برای بررسی تأثیر رفتار غیرخطی تنش-کرنش برشی در رفتار کامپوزیت ارائه دادند [15]. رابطه میان تنش و کرنش برای هر لایه مطابق روابط (16) و (17) می‌تواند ارائه شود. در رابطه (16)، α ثابتی است که می‌توان آن را با انجام آزمایش به‌دست آورد. مقدار آن برای کامپوزیت شیشه/اپوکسی برابر با $1.47e-7$ (MPa)⁻³ است.

تا وقتی که تماس کامل بین پیچ و چندلایه برقرار شود. اگر در ابتدا پیچ در مرکز اتصال (سوراخ) قرار داشته باشد و دو صفحه با هم تراز باشند، جابه‌جایی پیچ پیش از آغاز بارگذاری برابر با مقدار لقی است. توجه شود که در این جا لقی به‌عنوان فاصله بین سوراخ و ساقه پیچ تعریف می‌شود. برای اعمال لقی بر مدل جرم و فنر فرض می‌شود که پس از صفر شدن لقی، نیرو برابر با حاصل ضرب سفتی پیچ در اختلاف نسبی جابه‌جایی صفحات منهای لقی است. برای وارد کردن لقی در روابط مدل جرم و فنر، ماتریس F به‌صورت رابطه (24) خواهد بود.

$$\begin{bmatrix} -K_{Lam1} - K_{Bolt} & K_{Bolt} & 0 \\ K_{Bolt} & -K_{Lam2} - K_{Bolt} & K_{Lam2} \\ 0 & -K_{Lam2} & K_{Lam2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_{Bolt}C \\ K_{Bolt}C \\ P \end{bmatrix} \quad (24)$$

رابطه (24) بیانگر بردار بار خارجی در حضور لقی است، لازم به ذکر است که ماتریس سفتی در صورت وجود لقی بدون تغییر خواهد بود. در رابطه (24)، C نشان‌دهنده میزان لقی پیچ است.

4-4- سفتی اصلاح شده تک لایه ها

سفتی چندلایه‌ها با استفاده از تئوری کلاسیک لایه‌ای محاسبه می‌شود. اما تئوری فوق توانایی محاسبه خواص مکانیکی چندلایه دارای تمرکز تنش را ندارد. برای این منظور با استفاده از سفتی اتصال تک‌لبه (از رابطه (27)) و سفتی چندلایه بدون تمرکز تنش (از روابط (14) و (15))، می‌توان سفتی معادل تک‌لایه کامپوزیتی سازنده اتصال تک‌لبه را محاسبه کرد. محاسبه سفتی اتصال تک‌لبه کامپوزیتی بر اساس روند زیر است:

مطابق استاندارد [26] ASTM D 5961 جابجایی کلی اتصال تک‌لبه تقریباً دوبرابر تغییر طول سوراخ است. بنابراین برای محاسبه کرنش لهیدگی متوسط از رابطه (25) استفاده می‌شود:

$$\varepsilon_i^{br} = \frac{(\delta_{1i} + \delta_{2i})/2}{K \times D} \quad (25)$$

که در آن ε_i^{br} کرنش لهیدگی، δ_{1i} و δ_{2i} جابجایی دو نقطه در دو صفحه پشت به پشت هم در نزدیکی سوراخ، و K برابر 2 در اتصال تک‌لبه و D قطر سوراخ است.

برای محاسبه تنش لهیدگی از رابطه زیر استفاده می‌شود:

$$\sigma_i^{br} = \frac{P_i}{K' \times D \times h} \quad (26)$$

که در آن σ_i^{br} تنش لهیدگی در هر نقطه، P_i بار در نقطه i ، D قطر سوراخ و h ضخامت نمونه است. مقدار K' نیز برای اتصال تک‌لبه برابر یک است. بنابراین برای محاسبه سفتی و تری از رابطه زیر می‌توان استفاده کرد:

$$\frac{\sigma_i^{br}}{\varepsilon_i^{br}} = \frac{2P}{h\delta} \quad (27)$$

با استفاده از این رابطه و روابط (25) و (26) می‌توان سفتی معادل تک‌لایه در جهات کشش طولی، کشش عرضی و برشی را مطابق رابطه زیر محاسبه کرد:

$$E_{ii}^{UD\ ply} = E_{ii}^{0\ ply} \times \frac{E_{ii}^{single-tap\ joint}}{E_{ii}^{0\ laminate}} \quad (28)$$

که در آن، $E_{ii}^{UD\ ply}$ سفتی تک‌لایه بدون تمرکز تنش، $E_{ii}^{single-tap\ joint}$ سفتی حاصل از رابطه (27) و $E_{ii}^{0\ laminate}$ سفتی چندلایه بدون تمرکز تنش است. از رابطه فوق برای سفتی در جهات کشش طولی، کشش عرضی و برشی استفاده می‌شود که این سفتی‌ها سفتی معادل

با نوشتن معادلات تعادل برای هر جرم و در نظر گرفتن حالت شبه استاتیکی، رابطه (19) برای هر اتصال استخراج می‌شود که می‌توان میزان جابجایی هر پیچ را با معلوم بودن نیروی وارده و ماتریس سفتی محاسبه کرد.

$$[K]\{X\} = \{F\} \quad (19)$$

در ادامه روابط استفاده شده جهت محاسبه سفتی هر قسمت بیان شده است.

3-4- محاسبه سفتی فنرها

با دانستن سطح مقطع، مدول الاستیسیته و طول هر قطعه از چندلایه، می‌توان سفتی آن را محاسبه کرد.

$$K_{LAMI-j} = \left(\frac{E_{ij}Wt}{p-d} \right)_{LAMI-j} \quad (20)$$

در رابطه (20)، E_{ij} نشان‌دهنده مدول الاستیسیته در جهت بارگذاری چندلایه است که با استفاده از روابط (14) و (15) محاسبه می‌شود، w و t به ترتیب عرض و ضخامت چندلایه هستند، p مطابق شکل 2 الف تعریف شده و d قطر آن است، i و j نیز دو نقطه مادی اند که توسط این چندلایه به یکدیگر متصل شده اند. سفتی پیچ در اتصالات دولبه با رابطه (21) مدل می‌شود [25]:

$$\frac{1}{K_{BOLT}} = \frac{2\delta}{P} = C_{bs} + C_{bb} + C_{bbr} + C_{pbr} \quad (21)$$

که در آن δ جابجایی پیچ، P بار در برش دولبه و ثابت دیگر عبارتند از C_{bs} برای تغییر شکل برشی پیچ، C_{bb} برای تغییر شکل ناشی از خمش پیچ، C_{bbr} برای تغییر شکل ناشی از اثر لهیدگی در پیچ و C_{pbr} برای تغییر شکل ناشی از اثر لهیدگی روی چندلایه است. ضرایب رابطه (21) توسط تات و روزنفلد [12] ارائه شده است.

$$\frac{1}{K_{BOLT}} = \frac{2t_{LAM2} + t_{LAM1}}{3G_{BOLT}A_{BOLT}} + \frac{8t_{LAM2}^3 + 16t_{LAM2}^2t_{LAM1}}{192E_{BOLT}I_{BOLT}} + \frac{86t_{LAM2}^2t_{LAM1}^2 + t_{LAM1}^3}{192E_{BOLT}I_{BOLT}} + \frac{2t_{LAM2} + t_{LAM1}}{t_{LAM2}t_{LAM1}E_{bbr}} + \frac{1}{t_{LAM2}(\sqrt{E_{11}E_{22}})_{LAM2}} + \frac{1}{t_{LAM1}(\sqrt{E_{11}E_{22}})_{LAM1}} \quad (22)$$

نلسون با اعمال ضریب β در رابطه (22) سعی کرد تا این رابطه را برای اتصالات تک لبه گسترش دهد. رابطه (23) توسط او برای بیان سفتی پیچ در اتصال تک‌لبه بیان شده است [25]:

$$\frac{1}{K_{BOLT}} = \frac{2(t_{LAM2} + t_{LAM1})}{3G_{BOLT}A_{BOLT}} + \left[\frac{2(t_{LAM2} + t_{LAM1})}{t_{LAM2}t_{LAM1}E_{BOLT}} + \frac{1}{t_{LAM2}(\sqrt{E_{11}E_{22}})_{LAM2}} + \frac{1}{t_{LAM1}(\sqrt{E_{11}E_{22}})_{LAM1}} \right] \times [1 + 3\beta] \quad (23)$$

در رابطه (23)، G مدول برشی، A و I مساحت سطح مقطع و ممان دوم اینرسی سطح مقطع را نشان می‌دهند. E_{11} و E_{22} نیز مدول چندلایه را به ترتیب در جهت بارگذاری و عمود بر بارگذاری نشان می‌دهند. ضریب β نیز کسر گشتاور خمشی اعمالی بر پیچ که عکس‌العمل تنش لهیدگی در پیچ است، را نمایش می‌دهد. ضریب از مقدار 1 برای پین‌های تحت برش ساده تا مقدار 0.5 برای بست‌های خزیندار متغیر است. در این ارتباط در بخش‌های بعد به تفصیل بحث می‌شود.

با توجه به تفرانس‌های ساخت، لقی پیچ-مه‌ره می‌تواند در محدوده‌ای مجاز تغییر کند. تأثیر اصلی لقی در بارگذاری اتصال، یک تأخیر در افزایش بار است

تنش خرابی آن تک‌لایه که با عنوان خرابی اولین لایه شناخته می‌شود، محاسبه می‌گردد.

در این مدل از تئوری حداکثر تنش برای محاسبه بار تخریب تک‌لایه 0 درجه با تمرکز تنش (دقیقا با نسبت‌های هندسی اتصال تک‌لبه) استفاده می‌شود. فرض می‌شود با وقوع اولین آسیب در تک‌لایه 0 درجه، رفتار غیرخطی اتصال شروع شده و پس از رسیدن به حداکثر بار، خرابی نهایی اتصال اتفاق می‌افتد. برای محاسبه بار شروع تخریب یا همان تخریب اولین لایه، لازم است خواص الاستیک تک‌لایه به‌عنوان ورودی به مدل داده شود که این خروجی بخش قبل مدل است. همچنین لازم است استحکام نهایی تک‌لایه نیز با در نظر گرفتن تمرکز تنش به‌عنوان ورودی به مدل داده شود.

5- راستی‌آزمایی مدل و ارائه نتایج

در این قسمت، ابتدا نتایج آزمایشگاهی اتصال مکانیکی تک‌لبه کامپوزیتی ارائه می‌شود. سپس نتایج مدل تئوری در پیش‌بینی بار تخریب اتصال ارائه شده است. اثر تغییر کسر حجمی الیاف و پارامترهای هندسی مانند ضخامت و عرض اتصال تک‌لبه روی بار شروع آسیب اتصال تک‌لبه با لایه‌چینی‌های I و II بررسی می‌شود. کسر حجمی الیاف 42% و کسر حجمی حباب به دلیل استفاده از روش ساخت دستی، 5% است.

5-1- ارائه نتایج آزمایشگاهی

اتصال مکانیکی تک‌لبه کامپوزیتی با لایه‌چینی‌های I و II، به‌وسیله دستگاه کشش 15 تن سنتم تحت بارگذاری کششی قرار گرفت. سرعت بارگذاری شبه استاتیک با نرخ 2 میلی متر بر دقیقه و برای تمامی آزمایش‌ها یکسان بود. اتصال از نوع تک‌پیچ سفت شده با دست طراحی شده و نتایج جابجایی به‌وسیله اکسنسومتر و مقدار بار از دستگاه اندازه‌گیری شد. همچنین تمامی پیچ‌ها از نوع سرتخت بودند. همچنین برای هر یک از چندلایه‌ها مطابق استاندارد [26] ASTM D 5961-10، پنج نمونه آزمایش شد. شکل 3 دستگاه آزمایش را نشان می‌دهد.

همان‌طور که مشاهده می‌شود سفتی اتصال با لایه‌چینی I به‌طور قابل ملاحظه‌ای بیش‌تر از اتصال با لایه‌چینی II است. به همین ترتیب بار تخریب اولین لایه نیز برای لایه‌چینی I بیش‌تر از لایه‌چینی II است. مود خرابی تمامی نمونه‌های نیز از نوع لهیدگی بوده است.

5-2- بررسی اثر رفتار غیرخطی تنش-کرنش برشی روی سفتی اتصال

برای بررسی تاثیر در نظر گرفتن رفتار غیرخطی تنش-کرنش برشی روی سفتی اتصال تک‌لبه کامپوزیتی، تحت بار ثابت یک کیلونیوتن، منحنی بار-جابجایی اتصال تک‌لبه برای لایه‌چینی‌های I و II رسم شده است. از مقایسه نتایج مدل با نتایج آزمایشگاهی مشاهده می‌شود که حداکثر اختلاف بین منحنی‌های خطی و غیرخطی که در بار حداکثر اتفاق می‌افتد، برای چندلایه I بیش از 5% است. هرچه تعداد لایه‌های 0 درجه کاهش یافته و لایه‌های 45 درجه افزایش پیدا کند، این اختلاف افزایش یافته، به‌طوری‌که برای لایه‌چینی II در این تحقیق حداکثر اختلاف در حدود 13% برای مدل خطی و غیرخطی در پیش‌بینی سفتی اتصال مکانیکی تک‌لبه کامپوزیتی مشاهده می‌شود. در شکل 5 مقایسه‌ای بین مدل‌های جرم-فتر خطی [11] و مدل جرم-فتر غیرخطی با نتایج آزمایشگاهی ارائه شده است.

اتصال مکانیکی تک‌لبه کامپوزیتی نامیده می‌شود. با استفاده از نتایج این بخش به‌عنوان ورودی کد تحلیل خرابی با استفاده از مدل حداکثر تنش در مواد کامپوزیتی، بار تخریب اتصال تک‌لبه کامپوزیتی قابل محاسبه است.

4-5- ضریب تمرکز تنش تک‌لایه کامپوزیتی

در این قسمت و برای پیش‌بینی بار شروع آسیب اتصال کامپوزیتی ضریب تمرکز تنش تک‌لایه کامپوزیتی محاسبه می‌شود. هارت-اسمیت [24] برای سوراخ تحت بار با پهنای محدود با سوراخ مرکزی با فاصله e از لبه انتهایی چندلایه، که این فاصله از عرض چندلایه کوچک‌تر است، رابطه زیر را ارائه داده است:

$$K_{te} = \frac{w}{d} + \frac{d}{w} + 0.5 \left(1 - \frac{d}{w}\right) \left(\frac{w}{e} - 1\right) \quad (29)$$

که در آن، K_{te} ضریب تمرکز تنش اتصال دولبه، d و w ، e به ترتیب عرض چندلایه، قطر سوراخ و فاصله سوراخ از لبه چندلایه است.

برای تبدیل ضریب تمرکز تنش در اتصال دولبه به اتصال تک‌لبه، از روندی که توسط نلسون و همکاران [25] ارائه شده است، استفاده می‌شود.

مطابق شکل نتایج تحقیق نلسون و همکاران [25]، نسبت جابجایی کل اتصال تک‌لبه به جابجایی مبنا (اتصال دولبه)، برابر $(1 + 3\beta)$ است. با حل اتصال تک‌لبه و دولبه با استفاده از روابط ارائه‌شده در بخش 4-2 تحت بار مشخص و مقایسه نتایج، ضریب اصلاحی اتصال دولبه به تک‌لبه حاصل می‌شود که با ضرب آن در ضریب تمرکز تنش حاصل از رابطه (29)، ضریب تمرکز تنش تک‌لایه اتصال تک‌لبه کامپوزیتی حاصل می‌شود.

4-6- معیار تخریب چندلایه‌های کامپوزیتی (معیار حداکثر تنش)

برخلاف مواد ایزوتروپیک، در ارتباط با مواد کامپوزیتی چه برای پیش‌بینی استحکام و چه سفتی یک ثابت کافی نخواهد بود. برای تعیین سفتی چندلایه‌های کامپوزیتی چهار ثابت مادی و برای خواص استحکامی کامپوزیت تک‌جهته به شش ثابت مادی نیاز است. در این دسته از مواد استحکام کشش طولی تا 20 برابر کشش عرضی و برش داخل صفحه‌ای می‌تواند باشد. بنابراین نمی‌توان در نگاه اول جهات بحرانی را تشخیص داد و تحت هر نوع تنش اعمالی، باید تخریب کامپوزیت در تمام جهات بررسی شود.

در مواد کامپوزیتی نیاز به تئوری تخریب کامپوزیت تک‌جهته است. استحکام چندلایه‌های کامپوزیتی وابسته به این تک‌لایه‌ها است. یکی از ساده‌ترین و در عین حال پرکاربردترین معیارهای تخریب تک‌لایه‌های کامپوزیتی معیار حداکثر تنش است. این معیار تخریب سرعت بالایی دارد و قابلیت تشخیص مود شکست را نیز داراست و معمولاً نتایجی محتاطانه دارد. طبق این تئوری، تخریب زمانی اتفاق می‌افتد که که تنش در یکی از جهات از استحکام در آن جهت بیش‌تر شود. تئوری حداکثر تنش دارای فرم زیر است:

$$|\sigma_x| \leq X \text{ or } X' \quad (30)$$

$$|\sigma_y| \leq Y \text{ or } Y' \quad (31)$$

$$|\sigma_s| \leq S \quad (32)$$

برای تعیین خرابی چندلایه‌های کامپوزیتی، با استفاده از تئوری کلاسیک لایه‌ای توزیع تنش در هر لایه محاسبه شده، سپس با استفاده از تئوری حداکثر

همان‌طور که در شکل 5 مشاهده می‌شود با در نظر گرفتن رفتار غیرخطی تنش- کرنش برشی، منحنی نیرو-جابجایی در سطح نیروی مشخص، جابجایی بیش‌تری خواهد داشت که بسته به لایه‌چینی درصد تفاوت جابجایی متفاوت خواهد بود. مطابق شکل 5.a برای لایه‌چینی I اختلاف مدل خطی و غیرخطی 5.79% و مطابق شکل 5.b برای لایه‌چینی II این اختلاف 12.88% است.

3-5- ارائه نتایج مدل

خواص مکانیکی رزین اپوکسی [27] ML-506 و الیاف شیشه Interglass 92145 آلمان در جدول 1 آورده شده است. رزین و الیاف با کسر حجمی الیاف 0.42 با یکدیگر ترکیب شده‌اند. همچنین ساخت کامپوزیت به روش دستی انجام گرفته است.

با استفاده از روابط 1 تا 9 خواص مکانیکی تک‌لایه کامپوزیتی شامل مدول کشش طولی، مدول درجهت کشش عرضی و مدول برشی و همچنین ضریب پواسون تک‌لایه کامپوزیتی محاسبه می‌شود. سپس با استفاده از روابط 10 تا 13، استحکام کشش و فشاری در جهت کشش طولی و استحکام کشش عرضی و برشی تک‌لایه کامپوزیتی محاسبه می‌شود. در ادامه با استفاده از روابط تئوری کلاسیک لایه‌ای (روابط 14 و 15) سفتی چندلایه‌های کامپوزیتی محاسبه می‌شود. از خروجی این قسمت در بخش‌های دیگر مدل شامل محاسبه بار تخریب اولین لایه یا به عبارت دیگر بار شروع آسیب اتصال و مدل جرم-فتر اصلاح‌شده استفاده می‌شود. با اجرای روندنمای شکل 1، رفتار مکانیکی و بار شروع تخریب اتصال تک‌لایه کامپوزیتی با دقتی مطلوب در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی پیش‌بینی می‌شود. نتایج نهایی مدل در جدول 2 ارائه شده است. همان‌طور که از نتایج جدول 2 مشاهده می‌شود، مدل جدید ارائه‌شده با دقتی مطلوب، بار شروع آسیب اتصال مکانیکی تک‌لایه کامپوزیتی با لایه‌چینی‌های مختلف را پیش‌بینی می‌کند؛ به‌طوری‌که حداکثر خطای آن 3.91% است. البته مقدار خطا برای لایه‌چینی شبه‌ایزوتروپیک کم‌تر و در حدود 2.17% است. نکته قابل توجه دیگر این است که مقدار بار بدست آمده از طریق مدل‌سازی برای هر دو لایه‌چینی I و II بیشتر از مقدار حاصل از آزمایش است.

4-5- مطالعه پارامتریک

در این قسمت تاثیر تغییر برخی پارامترهای مدل روی رفتار مکانیکی اتصال مکانیکی تک‌لایه کامپوزیتی بررسی می‌شود. همان‌طور که در بخش‌های قبل نیز ذکر شد، این مدل قادر است رفتار مکانیکی اتصال مکانیکی تک‌لایه را در لایه‌چینی‌های متفاوت و در مقادیر متفاوت کسر حجمی الیاف و پارامترهای هندسی اتصال پیش‌بینی کند. در ادامه اثر تغییر کسر حجمی الیاف روی بار شروع رفتار غیرخطی اتصال برای لایه‌چینی‌های I و II، پیش‌بینی شده با مدل تحقیق حاضر، نشان داده می‌شود.

همان‌طور که از شکل 6 مشاهده می‌شود برای لایه‌چینی [-45/0/45]، [90] یا همان لایه‌چینی I، با افزایش کسر حجمی الیاف از 0.32 به 0.42 و 0.52، بار تخریب اولین لایه به‌صورت تقریباً خطی با تغییرات کسر حجمی

جدول 1 خواص مکانیکی اجزای سازنده کامپوزیت (رزین و الیاف)

Table 1 Mechanical properties of composite constituents (resin and fiber)

مدول الاستیسیته (گیگاپاسکال)	مدول برشی (گیگاپاسکال)	ضریب پواسون	استحکام کششی (مگاپاسکال)	
2.42	0.82	0.35	55	رزین
73	30	0.21	2000	الیاف

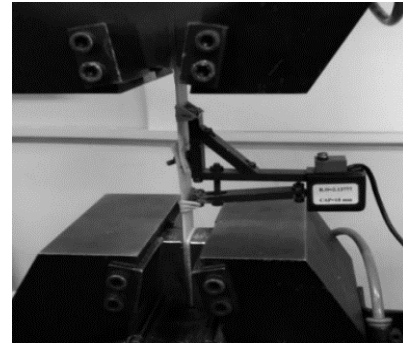


Fig. 3 Santam tensile testing machine

شکل 3 دستگاه آزمایش کشش سنتام

نتایج شماتیک از رفتار الاستیک و شروع آسیب و بخشی از رفتار غیرالاستیک برای دو لایه‌چینی I و II در شکل 4 آورده شده است.

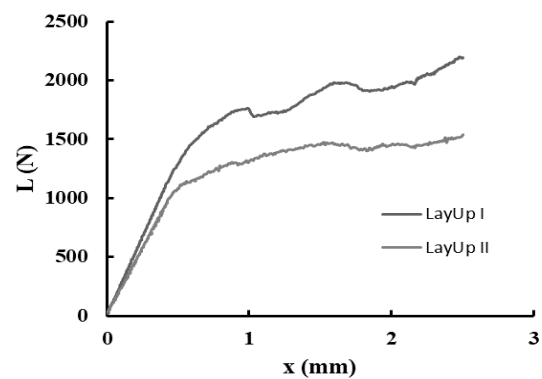


Fig. 4 The load-displacement curves of single-lap composite joints with layups I and II

شکل 4 منحنی بار-جابجایی اتصال مکانیکی تک‌لایه کامپوزیتی برای لایه‌چینی‌های I و II

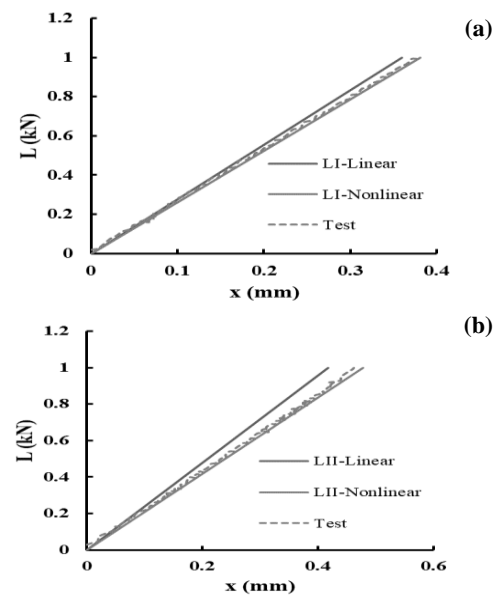


Fig. 5 Effect of nonlinear shear stress-strain behavior on the stiffness of a single-lap composite joint with a) layup I and b) layup II.

شکل 5 تاثیر رفتار غیرخطی تنش-کرنش برشی روی سفتی اتصال مکانیکی تک‌لایه کامپوزیتی با (الف) لایه‌چینی I و (ب) لایه‌چینی II

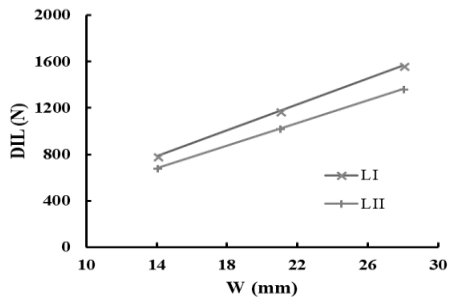


Fig. 7 Effect of the joint width on the damage initiation load of single-lap composite joint with layups I and II.

شکل 7 تاثیر تغییر عرض اتصال روی بار تخریب اولین لایه لایه‌چینی‌های I و II

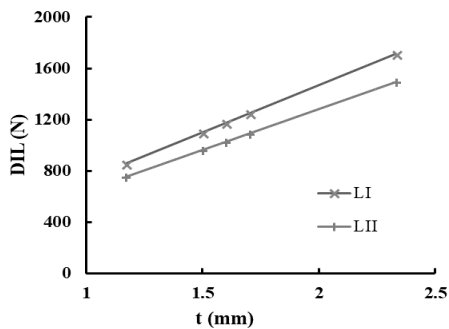


Fig. 8 Effect of the joint thickness on the damage initiation load of single-lap composite joint with layups I and II.

شکل 8 تاثیر تغییر ضخامت اتصال روی بار تخریب اولین لایه لایه‌چینی‌های I و II

با برازش رابطه‌ای خطی به منحنی‌های بار تخریب اولین لایه تابعی از کسر حجمی الیاف، عرض اتصال و ضخامت اتصال برای لایه‌چینی‌های I و II می‌توان بار تخریب اولین لایه را برای مقادیر دیگر w ، V_f و t نیز به دست آورد که نتیجه محاسبات آن در جدول 3 آورده شده است. رابطه برازش فوق در ادامه آورده می‌شود.

$$M = ax + b \quad (33)$$

با دقت در نتایج جدول 3، مشاهده می‌شود نسبت شیب منحنی‌های تابعیت بار تخریب اولین لایه از کسر حجمی الیاف برای لایه‌چینی‌های I و II 1.192 است. چنین نسبتی برای منحنی‌های تابعیت بار تخریب اولین لایه از پارامترهای هندسی اتصال شامل عرض و ضخامت برابر 1.146 است.

جدول 3 برازش منحنی بار تخریب اولین لایه تابعی از کسر حجمی الیاف، عرض اتصال و ضخامت اتصال برای لایه‌چینی‌های I و II (رابطه 33)

Table 3 Curve fitting for the relation between the damage initiation load and the fiber volume fraction (V_f), joint width (w) and joint thickness (t) of the joint with layups I and II (Eq. 33)

$x = t$		$x = w$		$x = V_f$		
a	b	a	b	a	b	
734.7	-0.56	55.96	-0.18	2573	100.5	لایه چینی I
640.7	-0.03	48.83	-0.57	2159	130.8	لایه چینی II

جدول 2 پیش‌بینی بار شروع آسیب اتصال تک‌لبه کامپوزیتی

Table 2 Prediction of damage initiation load of SLJ

خطا (درصد)	نیرو (نیوتن) مدل حاضر	نیرو (نیوتن) آزمایش	لایه چینی
2.17	1174.98	1150	I
3.91	1024.56	986	II

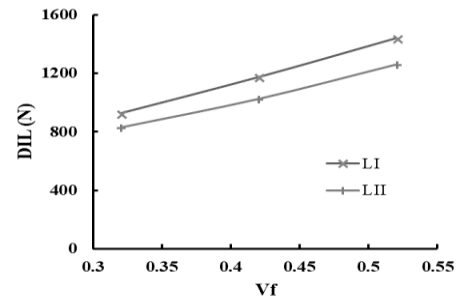


Fig. 6 Effect of fiber volume fraction on the damage initiation load of single-lap composite joint with layups I and II.

شکل 6 تاثیر تغییر کسر حجمی الیاف روی بار تخریب اولین لایه لایه‌چینی‌های I و II

الیاف تغییر می‌کند و از مقدار 927.3 نیوتن به 1442.1 نیوتن می‌رسد. مشابه چنین رفتاری برای لایه‌چینی $[90/-45_2/45]_s$ یا لایه‌چینی II، نیز مشاهده می‌شود. مطابق انتظار، بار تخریب اولین لایه اتصال برای لایه‌چینی I در کسرهای حجمی مختلف بیشتر از لایه‌چینی II است. با تکرار روند مدل می‌توان بار تخریب اولین لایه را به ازای کسرهای حجمی بیشتر الیاف نیز به دست آورد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود این مدل قادر است رفتار مکانیکی اتصال مکانیکی تک‌لبه را در کسر حجمی الیاف و لایه‌چینی‌های متفاوت پیش‌بینی کند. در ادامه وابستگی رفتار اتصال مکانیکی تک‌لبه کامپوزیتی به پارامترهای هندسی اتصال مانند عرض اتصال و ضخامت آن بررسی می‌شود.

در شکل 7، تاثیر تغییر عرض اتصال روی بار تخریب اولین لایه اتصال مکانیکی تک‌لبه کامپوزیتی برای لایه‌چینی‌های I و II نشان داده می‌شود. با تغییر عرض اتصال به صورت خطی با عرض اتصال تغییر می‌کند. چنین رفتاری برای هر دو لایه‌چینی I و II صادق است. با عرض اتصال 14 میلی‌متری (4d) بار تخریب اولین لایه برای لایه‌چینی I و II به ترتیب 783.3 نیوتن و 683.3 نیوتن است. مقادیر فوق برای عرض اتصال 28 میلی‌متر (8d) نیز به ترتیب برابر با 1566.8 نیوتن و 1366.9 نیوتن است.

با تغییر ضخامت اتصال در بازه 1.17 تا 2.33 (بازه $d/t=1.5-3$) در عرض ثابت 21 میلی‌متر، بار تخریب اولین لایه اتصال به صورت خطی با عرض اتصال تغییر می‌کند (شکل 8). چنین رفتاری برای هر دو لایه‌چینی I و II صادق است. با ضخامت اتصال 1.17 میلی‌متری ($d/t=1.5$) بار تخریب اولین لایه برای لایه‌چینی I و II به ترتیب 859.2 نیوتن و 749.6 نیوتن است. مقادیر فوق برای ضخامت اتصال 2.33 میلی‌متر ($d/t=3$) نیز به ترتیب برابر با 1711.5 نیوتن و 1492.9 نیوتن است.

6- نتیجه‌گیری

برای طراحی مقدماتی اتصالات لازم است روش‌های تئوری که علاوه بر سرعت بالا، دقت مناسبی نیز داشته باشند گسترش داده شوند. در تحقیق حاضر، مدلی تئوری بر پایه مایکرومکانیک ارائه شد که توانایی پیش‌بینی رفتار مکانیکی اتصال تک‌لبه کامپوزیتی را با لایه‌چینی، کسر حجمی الیاف و پارامترهای هندسی متفاوت داراست. این مدل با استفاده از روابط مایکرومکانیک، خواص تک‌لایه کامپوزیتی را محاسبه کرده و با استفاده از مدل جرم-فجر غیرخطی سفتی اتصال تک‌لبه را پیش‌بینی می‌کند. در مدل حاضر، با استفاده از مفهوم تئوری تخریب حداکثر تنش و استفاده از ضریب تمرکز تنش، سفتی و بار شروع آسیب اتصال مکانیکی تک‌لبه کامپوزیتی پیش‌بینی می‌شود. از مزایای مدل حاضر می‌توان به پیش‌بینی رفتار اتصال تک‌لبه کامپوزیتی با دقتی مناسب، توانایی پیش‌بینی رفتار مکانیکی اتصال با لایه‌چینی‌های متفاوت، مقادیر متفاوت کسر حجمی الیاف و پارامترهای هندسی اتصال، محدود نبودن به لایه‌چینی شبه‌ایزوتروپیک، در نظر گرفتن تاثیرات خمش ثانویه در مدل و سرعت بالا در حل مسئله و در نظر گرفتن تاثیر رفتار غیرخطی تنش-کرنش برشی اشاره کرد. با مقایسه نتایج مدل و نتایج آزمایشگاهی انجام شده در این تحقیق، حداکثر خطای 3.91 درصدی برای بار شروع آسیب اتصال تک‌لبه کامپوزیتی با لایه‌چینی‌های $[-45/0/45/90]_s$ و $[90/-45_2/45]_s$ مشاهده می‌شود.

7- مراجع

- [11] McCarthy, M. A., McCarthy, C. T., and Padhi, G. S., "A Simple Method for Determining the Effects of Bolt-Hole Clearance on Load Distribution in Single-Column Multi-Bolt Composite Joints," *Compos. Struct.*, Vol. 73, No. 1, pp. 78-87, 2006.
- [12] Tate, M. B. and others, "Preliminary Investigation of the Loads Carried by Individual Bolts in Bolted joints," 1946.
- [13] Mccarthy, C. T. and Gray, P. J., "An Analytical Model for the Prediction of Load Distribution in Highly Torqued Multi-Bolt Bomposite Joints," *Compos. Struct.*, Vol. 93, No. 2, pp. 287-298, 2011.
- [14] Taheri-Behrooz, F., Hefzabad, R. N. and Shamaei Kashani, A. R., , "Determining Nonlinear Behavior Effects of Material on Load Distribution in Single-Column Multi-Bolt Composite Joints," *Modares Mech Eng*, Vol. 25, pp. 67-74, 2015 (In Persian).
- [15] Hahn, H. T. and Tsai, S. W., "Nonlinear Elastic Behavior of Unidirectional Composite Laminae," *J. Compos. Mater.*, Vol. 7, pp. 102-118, 1973.
- [16] Olmedo, A., Santiuste, C. and Barbero, E., "An Analytical Model for the Secondary Bending Prediction in Single-Lap Composite Bolted-Joints," *Compos. Struct.*, Vol. 111, pp. 354-361, 2014.
- [17] Xiang, J., Zhao, S., Li, D. and Wu, Y., "An Improved Spring Method for Calculating the Load Distribution in Multi-Bolt composite joints," *Compos. Part B Eng.*, Vol. 117, pp. 1-8, 2017.
- [18] Liu, F., Zhang, J., Zhao, L., Xin, A. and Zhou, L., "An Analytical Joint Stiffness Model for Load Transfer Analysis in Highly Torqued Multi-Bolt Composite Joints with Clearances," *Compos. Struct.*, Vol. 131, pp. 625-636, 2015.
- [19] Wu, T., Zhang, K., Cheng, H., Liu, P., Song, D. and Li, Y., "Analytical Modeling for Stress Distribution Around Interference Fit Holes on Pinned Composite Plates under Tensile Load," *Compos. Part B Eng.*, Vol. 100, pp. 176-185, 2016.
- [20] Li, H.-S., Gu, R.-J. and Zhao, X., "Global Sensitivity Analysis of Load Distribution and Displacement in Multi-Bolt Composite Joints," *Compos. Part B Eng.*, Vol. 116, pp. 200-210, 2017.
- [21] Zhao, L., Shan, M., Liu, F. and Zhang, J., "A Probabilistic Model for Strength Analysis of Composite Double-Lap Single-Bolt Joints," *Compos. Struct.*, Vol. 161, pp. 419-427, 2017.
- [22] Chamis, C. C., Abdi, F., Garg, M., Minnetyan, L., Baid, H., Huang, D., Housner, J. and Talagani, F., "Micromechanics-Based Progressive Failure Analysis Prediction for WWFE-III Composite Coupon Test Cases," *J. Compos. Mater.*, Vol. 47, No. 20-21, pp. 2695-2712, 2013.
- [23] Hahn, H. and Tsai, S., *Introduction to composite materials*, Vol. 1. CRC Press, 1980.
- [24] Hart-Smith, L. J., "Design and Analysis of Bolted and Riveted Joints in Fibrous Composite Structures," in *Recent advances in structural joints and repairs for composite materials*, Springer, 2003, pp. 211-254.
- [25] Nelson, W. D., Bunin, B. L. and Hart-Smith, L. J., "Critical Joints in Large Composite Aircraft Structure," *Contractor*. p. 44, 1983.
- [26] ASTM D 5961-10, "Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates," 2005.
- [27] Shokrieh, M. M., Kashani, A. R. S. and Mosalmani, R., "A Dynamic Constitutive-Micromechanical Model to Predict the Strain Rate-Dependent Mechanical Behavior of Carbon Nanofiber/Epoxy Nanocomposites," *Iran. Polym. J.*, pp. 1-15, 2016.
- [1] Daryoushi, S., Sedighi, M., Rashiddadash, S., "Experimental and Numerical Investigation of Sandwich Panels with Bilateral Connection under Static Loading," *Journal of Science and Technology of Composites*, 2018 (In Persian).
- [2] Mohieddin Ghomshei, M. M., Shahi, R., "Stress Analysis of Single-Lap Bonded Joints in Composite Tubes under Torsion and Hygrothermal Effects using DQM," *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 4, No. 4, pp. 375-385, 2018 (In Persian).
- [3] Shahrokhinasab, S., Sahraeian, R. and Sabet, A. R., "Assessment of Mixed Adhesive in Single Lap and Peel Joint with Composite Substrate," *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 4, No. 2, pp. 189-194, 2017 (In Persian).
- [4] Heidari, M., Salimi-Majd, D. and Mohammadi, B., "Failure Analysis of Composite wing Adhesive Joints using 3D Cohesive Interface Element," *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 2, No. 2, pp. 31-40, 2015 (In Persian).
- [5] Khoramishad, H. and Nasiri, S., "Investigation of the Effect of Material and Geometrical Parameters Affecting the Strength of Hybrid Adhesive- Riveted Joints," *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 2, No. 2, pp. 71-78, 2015 (In Persian).
- [6] Smith, P. A., Pascoe, K. J., Polak, C. and Stroud, D. O., "The Behaviour of Single-Lap Bolted Joints in CFRP Laminates," *Compos. Struct.*, Vol. 6, No. 1-3, pp. 41-55, 1986.
- [7] Ebadi, J., & Mokhtari, M., "Comparison of Numerical Analysis Methods for Progressive Damage Analysis in Composite Bolted Joints and Suggestion of New Method for Bolted Joints Analysis", *Journal Of Science and Technology of Composites*, Vol. 2, pp. 63-70, 2015 (In Persian).
- [8] Zhou, Y., Nezhad, H. Y., Hou, C., Wan, X., McCarthy, C. T. and McCarthy, M. A., "A Three Dimensional Implicit Finite Element Damage Model and its Application to Single-Lap Multi-Bolt Composite Joints with Variable Clearance," *Compos. Struct.*, Vol. 131, pp. 1060-1072, 2015.
- [9] Camanho, P. P. and Lambert, M., "A Design Methodology for Mechanically Fastened Joints in Laminated Composite Materials," *Compos. Sci. Technol.*, Vol. 66, No. 15, pp. 3004-3020, 2006.
- [10] Chang, F.-K., Scott, R. A. and Springer, G. S., "Strength of Mechanically Fastened Composite Joints," *J. Compos. Mater.*, Vol. 16, No. 6, pp. 470-494, 1982.