



Measurement of Face to Core Debonding Fracture Toughness of Core Grooved Sandwich Structures under Mode I of Loading

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Gholami V.¹ MSc,
Behruz F. T.^{1*} PhD,
Maher B. M.² Msc

How to cite this article

Gholami V, Behruz F T, Maher B M. Measurement of Face to Core Debonding Fracture Toughness of Core Grooved Sandwich Structures under Mode I of Loadin. Modares Mechanical Engineering. 2021; 21(4):263-272.

¹ School of Mechanical Engineering
Iran University of Science and
Technology, Tehrn, Iran

² Iranin Space Research Center,
Tehrn, Iran

*Correspondence

Address: School of Mechanical
Engineering Iran University of
Science and Technology, Tehrn,
Iran

Phone: -

Fax: -

taheri@iust.ac.ir

Article History

Received: October 13, 2020

Accepted: December 19, 2020

ePublished: March 31, 2021

ABSTRACT

The sandwich panel is a combination of a soft core and two stiff, high-strength facesheets. In many cases, the connection between the facesheet and the core is considered as a critical point that can damage the integrity of the sandwich structure. In this study, the debonding toughness between the facesheet and the core has been experimentally measured in sandwich beams with grooved cores made of Kevlar 49/polyester facesheets and polyurethane foam core. The values of the strain energy release rate, obtained at the onset of crack growth for the tested specimens, are in the range of 340 J/m² and increase with the crack growth up to 500 J/m². One of the innovations of the present study is to investigate the effect of grooving the sandwich panel core on the structure resistance to the growth of interfacial cracks. The results show that by placing the groove inside the core of the sandwich panel, the interfacial crack stops during growth by hitting each groove and requires higher force to restart its growth. This phenomenon increases the resistance of this type of structure against the growth of cracks in the face/core area. In this research, a model based on cohesive zone theory was used to simulate crack growth in the tested specimens. Comparison of load-displacement curves obtained from the analysis shows that the proposed model has a good ability to predict the behavior of the structure under similar loading conditions.

Keywords Sandwich Panel, Fracture Toughness, Interfacial Crack, Cohesive Zone Model, Strain Energy Release Rate

CITATION LINKS

[1] Experimental and finite element evaluations of debonding in composite sandwich structure... [2] Suppression of initial failure at tapered end-closure sandwich panel joint... [3] Balsa sandwich composite fracture study... [4] An evaluation of data reduction methods for opening mode fracture toughness of sandwich panels. [5] Analysis of the sandwich DCB specimen for debond characterization. [6] Fracture characterization of sandwich structures interfaces under mode I loading. [7] Numerical investigation of crack growth ... [8] A cohesive zone model for predicting delamination suppression... [9] Experimental determination of validated, critical interfacial modes I and II energy release rates... [10] Mode I cohesive zone model for delamination in composite beams. [11] The Use of Sprint Interface Element Delamination Simulation of Sandwich Composite Beam. [12] Cohesive zone modeling for mode I facesheet to core delamination... [13] Beam on elastic foundation analysis of sandwich SCB specimen... [14] Design of new hybrid composites... [15] Evaluation of New Crack Suppression Method for Foam Core Sandwich Panel... [16] Enhancing mechanical and fracture properties of sandwich composites... [17] Mechanical properties of sandwich panels with perforated foam cores. [18] Core modifications of sandwich panels fabricated by vacuum-assisted resin transfer molding. Experimental evaluation of splice-type crack arrester with a filler under mode-I type loading. [19] Experimental evaluation of splice-type crack arrester with a filler under mode-I type loading. [20] Effects of core machining configuration on the debonding toughness of foam core sandwich panels. [21] A Novel Approach to Enhance Mechanical Characteristics of Sandwich Composites. [22] Structural and Failure Mechanics of Sandwich Composites. [23] Fracture mechanics. [24] Critical energy rate analysis of fracture strength. [25] ASTM D5528-13, Standard Test Method... [26] ASTM D3039 / D3039M-17, Standard Test Method... [27] MatWeb. LAST-A-FOAM... [28] Cohesive zone model for carbon nanotube adhesive simulation and fracture/fatigue crack growth.

اندازه‌گیری چقرمگی شکست جدایش پوسته از هسته در سازه‌های ساندویچی شیاردار تحت مود اول بارگذاری

وحید غلامی MSc

دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت

ایران، تهران، ایران

فتح اله طاهری بهروز PhD

دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

بهنام معمار ماهر MSc

کارشناس ارشد، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

چکیده

پنل ساندویچی ترکیبی از یک هسته نرم و دو پوسته با سفتی و استحکام بالا می‌باشد. در بسیاری از موارد پیوند بین پوسته و هسته به‌عنوان نقطه بحرانی آسیب‌رسان به یکپارچگی سازه ساندویچی محسوب می‌شود. در این تحقیق چقرمگی جدایش پوسته از هسته در تیرهای ساندویچی با هسته شیاردار متشکل از پوسته با جنس کولار ۴۹/پلی‌استر و هسته از جنس فوم پلی‌اورتان به‌صورت تجربی اندازه‌گیری شده است. مقادیر نرخ رهایی انرژی کرنشی به دست آمده در شروع رشد ترک برای نمونه‌های مورد آزمایش در محدوده (I/m_2) 340 بوده و با رشد ترک تا محدوده (I/m_2) 500 نیز افزایش می‌یابد. از جمله نوآوری‌های تحقیق حاضر می‌توان به بررسی تأثیر شیاردار کردن هسته ساندویچ پیل، بر مقاومت سازه در برابر رشد ترک اتصالی اشاره کرد. نتایج نشان می‌دهد که با قرار گرفتن شیار درون هسته ساندویچ پیل، ترک اتصالی در هنگام رشد با برخورد به هر شیار متوقف شده و برای شروع مجدد رشد خود به نیروی بالاتری نیاز دارد. همین پدیده باعث افزایش مقاومت این نوع از سازه در مقابل رشد ترک در ناحیه پوسته/هسته می‌گردد. در این تحقیق همچنین از مدلی بر مبنای نظریه ناحیه چسبناک برای شبیه‌سازی رشد ترک در نمونه‌های مورد آزمایش استفاده شده است. مقایسه منحنی‌های بار-جابجایی به دست آمده از تحلیل نشان می‌دهد مدل ارائه‌شده توانایی مناسبی در پیش‌بینی رفتار سازه در شرایط بارگذاری مشابه را داراست.

کلیدواژه‌ها: ساندویچ پیل، چقرمگی شکست، ترک اتصالی، مدل ناحیه چسبناک، نرخ رهایی انرژی کرنشی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۷/۲۲

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۹/۲۹

*نویسنده مسئول: taheri@iust.ac.ir

۱- مقدمه

مواد مرکب به علت ویژگی‌های منحصربه‌فردی مانند دارا بودن نسبت استحکام به وزن بیشتر نسبت به فلزات، چقرمگی زیاد و قابلیت جذب ارتعاشات و ضربه، مقاومت زیاد در برابر خوردگی و عوامل شیمیایی و عمر خستگی زیاد دارای جایگاهی مهم در طراحی‌های نوین صنعتی هستند. پنل ساندویچی ترکیبی از یک هسته نرم بوده که دو پوسته سفت و مستحکم به دو سمت آن متصل شده است. پوسته معمولاً از مواد فلزی یا کامپوزیتی و لایه میانی از ماده‌ای ضخیم، با استحکام زیاد و چگالی کم ساخته

می‌شود. در بسیاری از موارد پیوند بین پوسته و هسته به‌عنوان نقطه بحرانی آسیب‌رسان به یکپارچگی سازه ساندویچی محسوب می‌شود. این پدیده طی سالیان اخیر مورد توجه محققان بسیاری بوده و به جنبه‌های مختلف آن پرداخته شده است.

محاسبه نرخ رهایی انرژی کرنشی در هنگام جدایش پوسته از هسته در سازه‌های ساندویچی و همچنین تأثیر پارامترهای مختلف سازه از جمله پارامترهای مادی یا هندسی موضوع بحث مقالات زیادی بوده است. سعید و دونالدسون^[1]، مدهای بحرانی درون لایه‌ای را مورد توجه قرار داده و تأثیر ضخامت‌های مختلف هسته را مطالعه کرده‌اند. به‌منظور ارزیابی پیکربندی اتصالات ساندویچ پیل‌های CFRP یک اتصال مخروطی انتها بسته توسط یوشیدا و همکاران^[2]، انتخاب و مطالعه شده است. در این تحقیق تمرکز روی زاویه مخروط پیل بوده و تأثیر تغییرات زاویه مخروط بر توقف تخریب اولیه توسط آزمایش و تحلیل عددی بررسی شده است. شیرمحمدی و نایرن^[3]، انواع خواص شکست مربوط به استفاده از بالسا به‌عنوان هسته در کامپوزیت‌های ساندویچی تک‌جهته Glass/Vinylester را مورد آزمایش قرار دادند. شیواکومار و همکاران^[4]، دو روش جایگزین با نام‌های نظریه تیر اصلاح‌شده (MBT) و کالیبره کردن نرمی اصلاح‌شده (MCC) را برای داده‌های نمونه CSB مورد بررسی قرار داده‌اند. آویلز و کارلسون^[5]، تحلیل نرمی و نرخ رهایی انرژی نمونه تیر یکسر گیردار دو لبه (DCB) را ارائه کرده‌اند. تیر، بستر کشسان و تحلیل‌های المان محدود ارائه و با داده‌های تجربی نرمی و نرخ رهایی انرژی کالیبره شده با نرمی در محدوده‌ای از طول ترک‌های مختلف توسط نمونه ساندویچی DCB مقایسه شده‌اند. زمانتانی و همکاران^[6]، یک روش داده‌کاهی بر مبنای نظریه تیر ارائه داده‌اند، به نحوی که بتواند پیچیدگی پدیده آسیب جدایش که خود حاصل از عدم تقارن در ماده و هندسه است را به کمک یک طول ترک معادل (a_e) در نظر بگیرد. خوشروان آذر و پور اسماعیل^[7]، با استفاده از نظریه تیر ساده و نظریه پری (روش کالیبره کردن سستی) نرخ رهایی انرژی کرنشی (G) را محاسبه کرده‌اند. برای بهبود مقاومت در برابر تورق چندلایه‌های کامپوزیتی الیاف کربن/ارزین، نوعی تقویت در طول ضخامت با نام z-پین مدت‌هاست که مورد استفاده قرار می‌گیرد. بیانشی و ژانگ^[8]، تحلیل المان محدودی بر مبنای مدل ناحیه چسبناک از مقاومت در برابر تورق تیر DCB تقویت‌شده با z-پین ارائه کرده‌اند. دیویدسون و همکاران^[9]، نشان داده‌اند که با بهبود هندسه سازه ساندویچی و هم‌راستا کردن محل اتصال پوسته/هسته به طوری که این محل اتصال بر محور خنثی منطبق شود، می‌توان نرخ‌های رهایی انرژی بحرانی مدهای I و II را به ترتیب با آزمون‌های DCB و ENF به دست آورد. یک مدل ناحیه چسبناک توسط دی مورایس^[10]، برای تورق تحت مود I در تیرهای کامپوزیتی توسعه یافته است. مشخصاً تشریح شده است که اثر برشی بستر که در بیشتر فرمولاسیون‌های شناخته‌شده در نظر گرفته می‌شود را

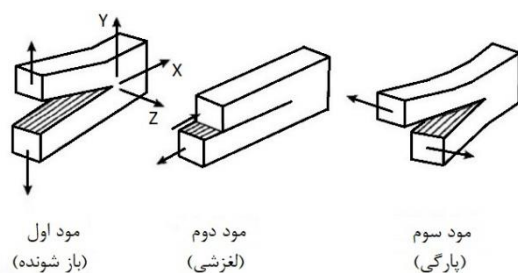
پنل‌های ساندویچی ساخته شده از طریق فرآیند انتقال رزین به قالب به کمک خلأ، مورد بررسی قرار داده‌اند. در تلاشی توسط جبادورای و همکاران^[21]، به منظور بهبود کارایی مکانیکی کامپوزیت‌های ساندویچی، سه نوع کامپوزیت ساندویچی مختلف ساخته شده است: (۱) بدون بهبود، (۲) بهبود در هسته، (۳) بهبود در هسته و پوسته. نمونه‌ها بر اساس استانداردهای ASTM تحت آزمون‌های خمشی، فشاری و برشی قرار گرفته‌اند. نمونه ساندویچی با بهبود در هسته مقاومت بهتری در مقابل جدایش از خود نشان می‌دهد.

پس از ایجاد ترک بین لایه‌ای در محل اتصال پوسته به هسته، در صورتی که بارگذاری تغییری نکند، رشد این ترک با انرژی کمتر و سرعت بیشتری ادامه خواهد یافت. می‌توان با ایجاد شیارهایی در ضخامت هسته، سرعت این رشد مخرب را کاهش داد. هدف این تحقیق بررسی تأثیر این نوع از شیارها بر بهبود مقاومت در برابر رشد ترک بین لایه‌ای سازه ساندویچی با هسته فوم و پوسته کامپوزیتی است. برای این منظور نمونه‌های ساندویچی با هسته شیاردار تهیه شده و استحکام اتصال پوسته/هسته در آن‌ها به دست آمده است. نمونه‌ها تحت بارگذاری مود اول قرار گرفته‌اند. نرخ‌هایی انرژی کرنشی در لحظه شروع رشد ترک چقرمگی شکست اتصال را به دست می‌دهد.

۲- مفاهیم پایه مکانیک شکست

مقاومت به رشد ترک یا چقرمگی شکست در مواد مرکب لایه‌ای با نرخ آزادسازی انرژی کرنشی بیان می‌گردد. این کمیت را می‌توان به سه روش تحلیلی، عددی و تجربی محاسبه کرد. در منابع مختلف سه نوع مختلف بارگذاری برای ایجاد و رشد ترک در نظر گرفته می‌شود که به آن‌ها مودهای رشد ترک می‌گویند. این مودها عبارت‌اند از: مود I (باز شونده)، مود II (لغزشی) و مود III (پارگی). مود II به وسیله برش در صفحه (برش داخل صفحه‌ای) و مود III به وسیله برش خارج از صفحه (برش خارج صفحه‌ای) ایجاد می‌گردد. این مودهای رشد ترک در شکل ۱ نشان داده شده‌اند. در عمل ممکن است ترکیبی از این سه مورد اتفاق بیفتد.

اروین اولین کسی بود که مشاهده کرد اگر اندازه ناحیه پلاستیک اطراف ترک نسبت به اندازه خود ترک کوچک باشد، آنگاه انرژی لازم برای رشد ترک به شکل اساسی به وضعیت تنش در نوک ترک



شکل ۱) مودهای شکست قطعه به وسیله رشد ترک^[22]

می‌توان نادیده گرفت که مدل‌سازی را بسیار ساده‌تر خواهد کرد. ژو و یان^[11]، یک مدل ساده و طبیعی برای ارزیابی سفتی المان‌های فنری محل اتصال پیشنهاد داده‌اند. مقادیر پیش‌بینی شده توسط مدل و مقادیر آزمایشی مطابقت مناسبی باهم داشته و نتایج نشان داد که المان فنری محل اتصال می‌تواند به مدلی مؤثر برای شبیه‌سازی تورق سازه‌های ساندویچی منجر شود. هاور و همکاران^[12]، یک قانون ناحیه چسبناک کشش-جدایش که تأثیرات پل زنی الیاف را نیز شامل می‌شود توسعه داده، توسط مدل المان محدود اجرا کرده و برای شبیه‌سازی تورق میان پوسته و هسته یک ساندویچ پنل لانه‌زنبوری مورد استفاده قرار داده‌اند. برای تحلیل نمونه ساندویچی DGB به صورت نظریه، مدل یک تیر بر بستر Vlasov توسط پوشیدا و آوکی^[13] معرفی شده است. در این تحقیق مدل بر بستر Vlasov برای تحلیل یک نمونه SCB بکار رفته است. احمد و همکاران^[14]، خواص چسبندگی و باربری فوم‌های پلی‌اورتان و کامپوزیت ساندویچی با فلزات الحاقی را مورد مطالعه قرار داده‌اند. در این مقاله لنگرها با جا زدن و در طول فرآیند فوم ریزی وارد PU می‌شوند. نتایج نشان می‌دهند که صفحات مخروطی بلند و یا تخت الحاقی در فوم ظرفیت تحمل بار آن را افزایش می‌دهند. هیروس و همکاران^[15]، یک متوقف کننده ترک جدید پیشنهاد داده‌اند که در آن ماده‌ای جدید با سفتی بالاتر در مسیر رشد ترک نصب گردیده است. نتایج آزمایش نشان دادند که متوقف کننده ترک بار بحرانی رشد ترک را افزایش داده و با در نظر گرفتن نرخ‌هایی انرژی چقرمگی شکستی حدوداً پنج برابر را در نزدیکی لبه متوقف کننده به دست می‌دهد. استوارت و همکاران^[16]، فوم پلی‌اورتان را توسط نانو ذرات SiC تقویت کرده تا ماده‌ای برای استفاده در هسته کامپوزیت‌های ساندویچی توسعه یابد. مشخص شد که تقویت فوم با نانو ذرات خام اساساً خواص مکانیکی را تقویت کرده اما چقرمگی شکست را کم می‌کند. می-پت و همکاران^[17]، خواص مکانیکی ساندویچ پنل‌هایی با پوسته شیشه/پلی‌استر و هسته فوم سوراخ دار را ارزیابی و با ساندویچ پنل‌های معمولی کرده‌اند. حلیمی و همکاران^[18]، امکان ساخت ساندویچ پنل‌ها به روش VARTM و بدون استفاده از رسانه توزیعی را به صورت تجربی مورد بررسی قرار داده‌اند. به منظور تسهیل ساخت به روش VARTM، شش الگوی سوراخ مختلف روی هسته قرار داده شده و تأثیر هر یک روی پارامترهای ساخت و خواص مکانیکی مطالعه شده است. به منظور تقویت ظرفیت تحمل آسیب ساندویچ پنل‌هایی با هسته فوم، نوعی متوقف کننده ترک پیوندی به همراه فیلر توسط هیروس و همکاران^[19] ابداع شده است. این متوقف کننده ترک به صورت تجربی و در یک آزمون چقرمگی شکست مود I مورد ارزیابی قرار گرفته است. ماشین‌کاری هسته معمولاً به منظور بهبود شکل‌پذیری هسته فوم و ساخت مؤثر ساندویچ پنل‌ها به کار برده می‌شود. یوکوزکی و ایواموتو^[20]، تأثیرات نحوه ماشین‌کاری هسته را بر چقرمگی جدایش هسته فوم در

تورق کاملاً درگیر شده است، نرخ رهایی انرژی از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$G_I = \frac{3P\delta}{2ba} \quad (5)$$

که در آن P بار اعمالی، δ جابجایی نقطه اعمال بار، b عرض قطعه و a طول ترک است. در عمل به دلیل این که تیر کاملاً گیردار نیست و امکان چرخش در جبهه تورق وجود دارد، این رابطه مقدار G_I را بالاتر تخمین می‌زند. برای تصحیح این خطا می‌توان فرض کرد طول ترک به اندازه $a + |\Delta|$ بیشتر است، که در آن می‌توان Δ را به صورت تجربی و با اعمال برازش کمترین مربعات بر داده‌های نمودار ریشه سوم نرمی، $C^{1/3}$ ، در برابر طول ترک، a ، به دست آورد. با اعمال این تصحیح رابطه نهایی به صورت زیر درخواهد آمد:

$$G_I = \frac{3P\delta}{2b(a + |\Delta|)} \quad (6)$$

۴- مواد اولیه و نحوه ساخت نمونه‌های آزمایشی

پوسته‌های بالا و پایین ساندویچ پنل‌ها از پارچه بافته شده کولار ۴۹ و رزین پلی‌استر غیراشباع تشکیل شده‌اند. هر لمینیت از ۸ لایه پارچه بافته شده به ضخامت 0.36 mm تشکیل شده که ضخامت کلی آن معادل 2.88 mm خواهد بود. لایه چینی به کاررفته برای تمامی لمینیت‌ها به صورت $[(0)_2/(45)_2]_S$ می‌باشد. برای تقویت خاصیت چسبندگی لمینیت به فوم، یک لایه پارچه مت از جنس شیشه با ضخامت 0.75 mm در دو طرف لایه چینی گفته شده قرار گرفته است. با احتساب لایه‌های مت لایه چینی کل لمینیت پوسته به صورت $[G/(K_0)_2/(K_{45})_4/(K_0)_2/G]_T$ و با ضخامت کلی 4.38 mm خواهد بود. مدول و استحکام کششی پوسته کامپوزیتی مطابق با استاندارد ASTM D3039 به دست آمده و در جدول ۱ گزارش شده است [26]. ۵ نمونه آزمایش شده و نتایج آورده شده در جدول متوسط مقدار ۵ نمونه می‌باشد.

هسته تیرهای ساندویچی در این بررسی از فوم پلی اورتان (PU) با چگالی 144 kg/m^3 و ضخامت 25 mm می‌باشد. خواص مکانیکی فوم بر اساس کاتالوگ شرکت سازنده [27]، در جدول ۲ آورده شده است.

آماده‌سازی قطعات آزمون چسبندگی به لحاظ ابعادی مطابق با استاندارد ASTM D5528 انجام گرفته است. نمونه‌ها همگی از پنل ساندویچی بزرگی جدا شده‌اند. تیرهای ساندویچی با عرض 25 mm

جدول ۱) خواص مکانیکی لمینیت نهایی پوسته ساندویچ پنل

خاصیت	مدول کششی (GPa)	استحکام کششی (MPa)
مقدار	۱۳/۷۱	۱۲۲/۲۵

جدول ۲) خواص مکانیکی فوم PU

خاصیت	مدول (MPa)			استحکام (MPa)		ضریب پواسون
	فشاری	خمشی	کششی	فشاری	خمشی	
مقدار	۶۰/۰۳	۷۱/۹۳	۱/۵۹	۱/۹۱	۲/۴۶	۰/۳۰

بستگی نخواهد داشت [23]. به عبارتی دیگر، در این حالت می‌توان از راه حل کِشسان خالص برای محاسبه انرژی مورد نیاز برای شکست استفاده نموده و نرخ انرژی رها شده برای رشد ترک یا نرخ آزادسازی انرژی کرنشی را به صورت تغییر در انرژی کِشسان کرنشی در واحد سطح رشد ترک محاسبه کرد. بایستی به این مطلب نیز اشاره کرد که در تحقیق حاضر فارغ از اهمیت ناحیه فرآیند شکست (FPZ) در مطالعه رشد ترک در مقیاس مایکرو، به علت تمرکز بر روی محاسبات در مقیاس ماکرو، از اثرات و پدیده‌های مربوط به این ناحیه صرف نظر شده است. می‌توان با نوشتن معادلات میان انرژی پتانسیل (انرژی کرنشی کِشسان ذخیره شده)، w کار انجام شده توسط بار خارجی و f انرژی لازم برای تشکیل ترک، نرخ رهایی انرژی کرنشی را به صورت زیر تعریف کرد:

$$G = \frac{dw}{dA} - \frac{du}{dA} \quad (1)$$

با توجه به نمودار بار-جابجایی، نرمی سیستم به صورت $C = \frac{\delta}{P}$ تعریف می‌شود که در آن P نیروی وارده و δ میزان جابجایی نقطه اعمال بار است. بنابراین انرژی پتانسیل برابر است با:

$$u = \frac{1}{2} P\delta = \frac{1}{2} CP^2 \quad (2)$$

کار انجام شده توسط بار خارجی، w ، در اثر رشد ترک نیز تقریباً برابر $\Delta w = P\Delta\delta$ است. پس با مشتق‌گیری جزئی در نهایت می‌توان به رابطه ساده زیر برای نرخ رهایی انرژی کرنشی دست یافت:

$$G = \frac{P^2 dC}{2 dA} \quad (3)$$

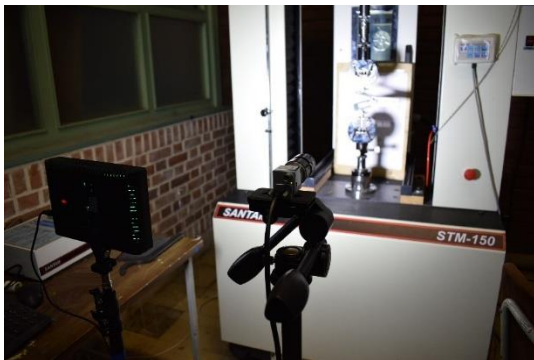
و برای صفحه‌ای با عرض $b = \text{const.}$ داریم: $dA = bda$ و در نهایت نرخ رهایی انرژی کرنشی به صورت ساده زیر درمی‌آید:

$$G = \frac{P^2 dC}{2b da} \quad (4)$$

رابطه اخیر که توسط اروین [24] در سال ۱۹۵۴ ارائه شد، به خاطر سادگی و قابلیت استفاده‌ای که برای تمام مواد و هندسه‌ها داشت، بسیار گسترش یافته و مورد توجه است. در این رابطه با داشتن جابجایی محل اعمال بار، می‌توان نرمی سازه و به دنبال آن نرخ رهایی انرژی کرنشی را محاسبه کرد.

۳- نحوه محاسبه آزمایشگاهی نرخ رهایی انرژی کرنشی

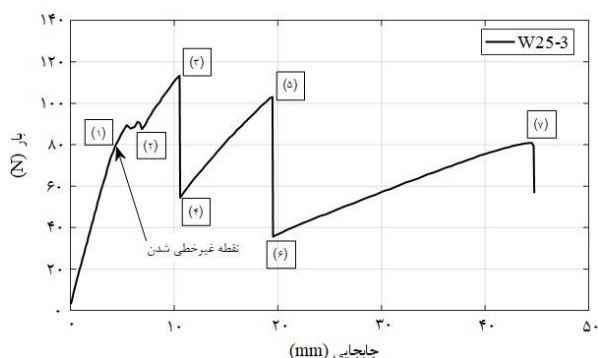
تاکنون برای محاسبه چقرمگی شکست در ساندویچ پنل استاندارد تدوین نشده است. برای این نوع از سازه‌ها، در کنار همان اصولی که در استاندارد مربوط به چند لایه‌های کامپوزیتی آمده است، تکنیک‌ها و مدل‌های پیشنهادی برخی از محققان نیز قابل استفاده است. نمونه‌های آزمایشی مختلفی برای اندازه‌گیری چقرمگی شکست در لمینیت کامپوزیتی و ساندویچ پنل توسعه داده شده است. در این میان نمونه DCB توسط استاندارد ASTM D5528 برای این منظور پیشنهاد شده است [25]. بر اساس استاندارد ASTM D5528 از روش نظریه تیر اصلاح شده جهت داده‌کاهی استفاده شده است. برای تیر ساده یکسر گیردار که در محل جبهه



شکل ۳) تصویری از نمونه حین آزمون و تجهیزات ثبت عکس از آن

چهار نمونه از پنل‌های ساندویچی به صورت استاتیکی آزمایش شده‌اند. به منظور بارگذاری، دستگاه در حالت کنترل جابجایی بوده و برای حفظ پایداری رشد ترک، فک بالایی آن با نرخ 1 mm/min شروع به باز شدن می‌کند. منحنی بار-جابجایی برای نمونه W25-3 در شکل ۴ نشان داده شده است. در ابتدا با افزایش بار، منحنی بار-جابجایی خطی خواهد بود. در این ناحیه که تا رسیدن به مقدار بار در نقطه (۱) ادامه دارد، دو بازوی پنل مانند دو تیر یکسر گیردار، فقط تحت خمش می‌باشند. با شروع غیرخطی شدن نمودار، ترک شروع به رشد می‌نماید و با رشد ترک، سفتی منحنی کاهش می‌یابد که این ناحیه متناظر با ناحیه (۱) تا (۲) در نمودار بار-جابجایی می‌باشد. در شکل ۵ روند رشد ترک در ناحیه اتصال پوسته به هسته نشان داده شده است.

در نقطه (۲) ترک به بیشترین مقدار رشد خود رسیده و رشد ترک در ناحیه اتصال متوقف می‌شود. به دلیل وجود رزین در بین دو بلوک فوم، امکان رشد بیشتر ترک در این ناحیه امکان‌پذیر نبوده و



شکل ۴) منحنی بار-جابجایی نمونه W25-3 در آزمون چقرمگی شکست مود I

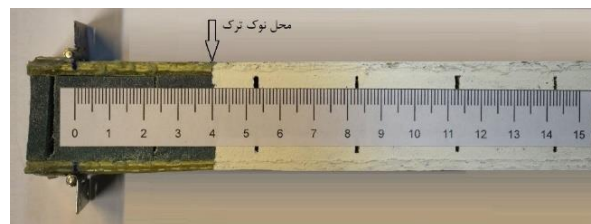


شکل ۵) رشد تورق در ناحیه اتصال پوسته به هسته و متناظر با ناحیه (۱) تا (۲) در نمودار بار-جابجایی

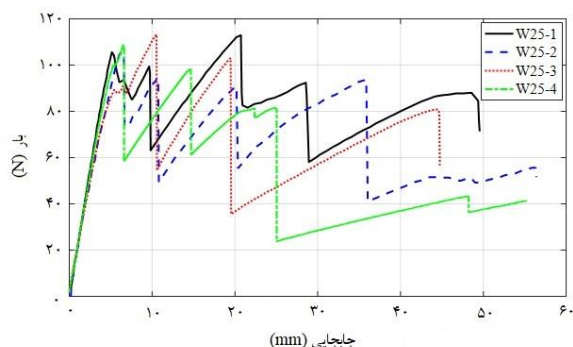
برش داده شده و طول آن‌ها در حدود 17 cm انتخاب شده است. یکی از نکات مهم در بارگذاری قطعات CSB، هم‌راستایی محوره‌های بارگذاری می‌باشد. در این تحقیق از لولاهای کوچکی که عرض آن‌ها دقیقاً برابر عرض قطعات CSB است، استفاده شده است. لولاها به کمک چسب اپوکسی به طور دقیق و به صورتی که محورشان کاملاً موازی لبه قطعه و ترک باشند، چسبانده می‌شود. در تمامی نمونه‌ها پیش‌ترکی به طول 40 mm در محل اتصال پوسته کامپوزیتی بالایی به هسته وجود دارد. این پیش‌ترک حین ساخت پنل‌ها به کمک قرار دادن یک لایه تفلون به ضخامت تقریبی $13 \mu\text{m}$ در ناحیه اتصال ایجاد شده است. چهار نمونه آزمایشی تیر ساندویچی ترک‌دار مورد آزمایش با گدهای اختصاری W25-1، W25-2، W25-3 و W25-4 نام‌گذاری شده‌اند. ضخامت تمامی نمونه‌ها با هم یکسان بوده و برابر با مجموع ضخامت پوسته‌های بالایی و پایینی و هسته می‌باشد. تصویری از نمونه تیر ساندویچی پیش از آزمایش در شکل ۲ قابل مشاهده است.

۵- نحوه انجام آزمایش‌ها و تفسیر نتایج

برای انجام آزمایش چقرمگی شکست مود یک در ساندویچ پنل و محاسبه نرخ رهایی انرژی، لازم است تا سه کمیت بار، جابجایی نقطه اعمال بار و طول ترک به‌طور هم‌زمان در هنگام شروع و رشد تورق اندازه‌گیری و ثبت شوند. در این تحقیق از دستگاه سنتام مدل STM-150kN موجود در آزمایشگاه مکانیک کامپوزیت‌ها و مواد هوشمند دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه علم و صنعت ایران به همراه نیروسنجی 2000 کیلوگرمی استفاده شده است. علاوه بر ثبت دقیق مقادیر بار-جابجایی، لازم است تا طول ترک نیز به‌طور هم‌زمان با آن‌ها ثبت شود. در آزمایش‌های انجام شده از دوربین Basler acA2440 همراه با یک لنز 50 میلی‌متری و نرم‌افزار Mercury RT استفاده گردیده است. با راه‌اندازی هم‌زمان سیستم عکس‌برداری مداوم از نمونه و نرم‌افزار ثبت بار-جابجایی، تصاویر ثبت شده با منحنی به دست آمده انطباق داشته و پس از اتمام آزمایش، مجموعه‌ای از عکس‌ها که در هر لحظه طول ترک و مقدار بار جابجایی ثبت کرده‌اند در اختیار خواهد بود که می‌توان اطلاعات لازم را از آن‌ها استخراج کرد. در شکل ۳ تصویری از دوربین به همراه پروژکتور LED در حال ثبت عکس از نمونه حین آزمون قابل مشاهده است.



شکل ۶) نما از روبروی نمونه‌های ساندویچی شیاردار بعد از چسباندن لولا



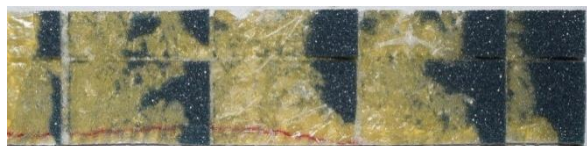
شکل ۹) منحنی بار-جابجایی نمونه‌های CSB با عرض ۲۵ mm در آزمایش چقرمگی شکست استاتیکی

۶- بررسی سطح شکست

پس از انجام آزمون‌های جدایش پوسته از هسته، بررسی بر روی سطح شکست هر پوسته و هسته جدا شده صورت گرفته است. شکل ۱۰ تصویری از سطوح شکست در سمت پوسته و هسته را برای نمونه W25-4 نشان می‌دهد. در این تصاویر ناحیه پیش‌ترک نمایش داده نشده است. در سمت پوسته و در مجاورت هر شیار مقداری از فوم جدا نشده قابل مشاهده است. همان‌طور که گفته شد به دلیل نفوذ رزین به داخل شیار این ناحیه اتصال قوی‌تری داشته و ترک با نزدیک شدن به شیارها درون فوم رشد می‌کند. الیاف زرد رنگ کولار در زیر لایه مت که هنوز روی پوسته است قابل مشاهده است، مقداری از الیاف مت نیز روی سطح هسته وجود دارد که نشان می‌دهد ترک در فواصل دور از شیارها، در ناحیه اتصال مت به هسته رشد یافته است.

۷- محاسبات چقرمگی شکست

طبق رابطه (۶) ابتدا نیاز است تا پارامتر Δ محاسبه گردد. بدین منظور با کمک مقادیر رشد ترک در هر مرحله و نرمی متناظر با آن، نقاط مورد نظر در نمودار شکل ۱۱ مشخص می‌گردند. حال اگر خطی بر این نقاط برازش شود، طول نقطه تقاطع این خط و محور X همان Δ موردنظر است که در اینجا برابر با $\Delta = 6.62 \text{ mm}$ خواهد شد.



(الف)



(ب)

شکل ۱۰) تصاویر سطوح شکست نمونه W25-4، (الف) سمت پوسته، (ب) سمت هسته

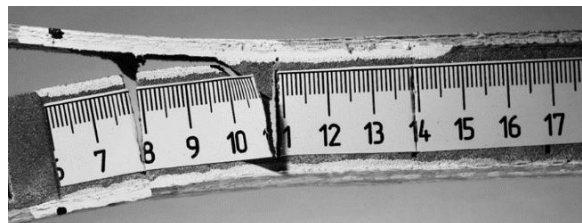
در نتیجه با جذب انرژی بیشتر در نمونه، رشد ترک در فوم آغاز می‌گردد و از آنجایی که این روند ناپایدار است، در نتیجه بار به میزان قابل توجهی افت می‌نماید تا به ناحیه (۴) در منحنی بار-جابجایی برسد.

بعد از ناحیه (۴) در منحنی بار-جابجایی، دو بازوی تیر CSB مانند دو تیر یکسر گیردار عمل کرده و بار جذب می‌نمایند. این روند تا رسیدن به نقطه (۵) ادامه می‌یابد. در نقطه (۵) مقدار انرژی لازم برای شکست فوم به دست آمده و با شکست آن به ناحیه اتصال بین فوم و پوسته کامپوزیتی می‌رسد. از آنجایی که مقدار بار برای رشد ترک در این ناحیه بالا می‌باشد، در نتیجه با رشد ناپایدار ترک مواجه هستیم و بار تا نقطه (۶) در منحنی بار-جابجایی افت می‌نماید. حال این روند در ناحیه (۶) تا (۷) نیز تکرار می‌گردد. روند تخریب نمونه در شکل‌های شکل ۶ تا شکل ۸ قابل مشاهده است.

این آزمایش برای سایر نمونه‌های با عرض ۲۵ mm نیز تکرار شده و منحنی بار-جابجایی آن‌ها در شکل ۹ نشان داده شده است.



شکل ۶) رشد ترک در فوم و شکست بلوک اول فوم و متناظر با ناحیه (۳) تا (۴) در منحنی بار-جابجایی



شکل ۷) شکست بلوک دوم فوم- متناظر با ناحیه (۴) تا (۶) در منحنی بار-جابجایی



شکل ۸) شکست نهایی بلوک سوم فوم- متناظر با ناحیه (۶) تا (۷) در منحنی بار-جابجایی

احتمال رشد ترک وجود دارد، از المان‌هایی استفاده شود که رفتار مکانیکی آن از قوانین کشش-جدایش پیروی می‌کند. در شکل ۱۳ نمودار کشش-جدایش دو خطی نشان داده شده است. از ویژگی‌های منحصربه‌فرد این روش نسبت به روش‌های مکانیک شکست، سادگی آن در مدل‌سازی و پیش‌بینی شروع و رشد تورق به صورت هم‌زمان است.

برای تعیین شروع آسیب، چهار معیار مختلف وجود دارد که دو معیار بر اساس تنش و دو معیار بر حسب کرنش می‌باشند. با در نظر گرفتن حالت کلی بارگذاری مود ترکیبی، پارامترهای t_s^0 ، t_n^0 به عنوان مقادیر بیشینه تنش اسمی زمانی که تغییر جابجایی‌ها در حالت عمود بر بین لایه‌ها (مود I) یا در حالت برشی خالص باشد، در نظر گرفته می‌شوند. در این تحقیق از روش تنش اسمی درجه دوم استفاده شده است. طبق این معیار برهم‌کنش بین تنش‌ها در مودهای مختلف با استفاده از یک رابطه درجه دوم به هم مرتبط می‌شوند. در این معیار آسیب زمانی آغاز خواهد شد که رابطه زیر برقرار شود:

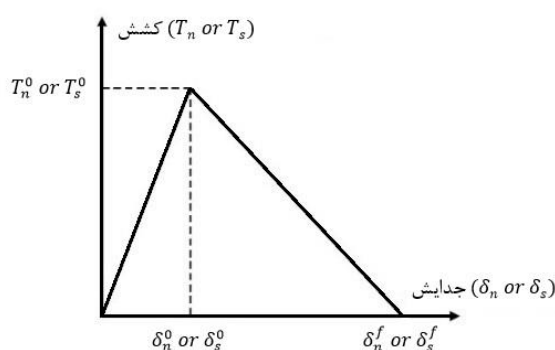
$$\left(\frac{t_n}{t_n^0}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0}\right)^2 = 1 \quad (7)$$

در عبارت بالا، $\langle \rangle$ عملگر Macauley بوده و به صورت $\langle x \rangle = \frac{1}{2}(x + |x|)$ تعریف می‌شود.

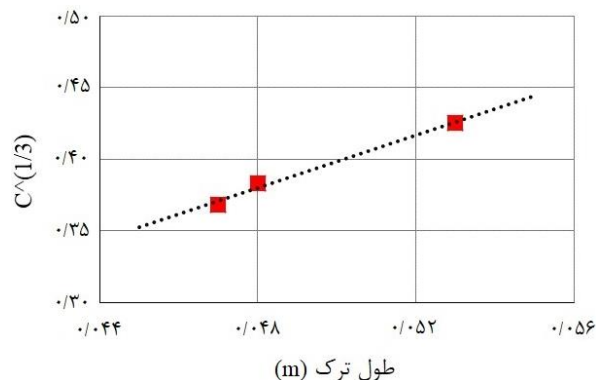
با داشتن چقرمگی شکست اتصال پوسته/هسته که از آزمایش به دست آمده و با فرض رشد ترک در مود اول غالب از معیار انرژی برای مدل‌سازی رشد آسیب المان‌های چسبیده استفاده شده است. در نتیجه فرمولاسیون مورد استفاده برای تکامل رشد آسیب به صورت زیر خواهد بود:

$$G \approx G_I \geq G_{Ic} \quad (8)$$

برای مدل‌سازی دوبعدی نمونه CSB و استفاده از فرمولاسیون ناحیه چسبناک از نرم‌افزار المان محدود ABAQUS استفاده شده است. مدل از ۱۰ پارت تشکیل شده است که شامل پوسته بالایی، هسته، پوسته پایینی و هفت لایه چسب که این سه قطعه اصلی را به هم متصل می‌کنند. ابعاد و خواص مکانیکی نمونه مطابق توضیحات بخش چهار انتخاب شده است. برای سفتی اولیه مقدار $183000 \text{ (N/mm}^2\text{)}$ و برای حداکثر تنش بین وجهی المان‌های



شکل ۱۳) قانون کشش - جدایش دو خطی [28]

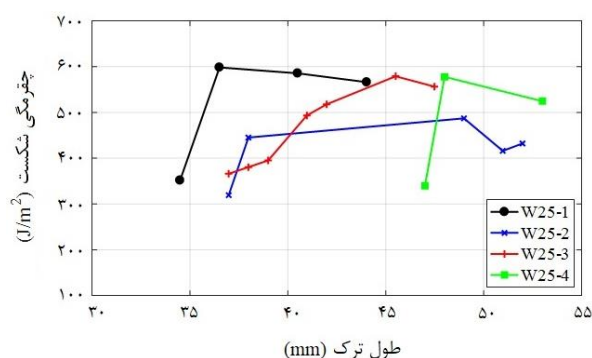


شکل ۱۱) تغییرات ریشه سوم نرمی در برابر طول ترک برای نمونه W25-4

از آنجایی که مبنای محاسبات چقرمگی شکست بر این اصل استوار است که تمامی انرژی جذب شده توسط تیر می‌بایست صرف رشد تورق گردد و اگر منبعی غیر از آن در حین رشد تورق انرژی مصرف نماید، نمی‌توان از روابط یاد شده استفاده نمود، در نتیجه منحنی تغییرات چقرمگی شکست در مود I در حین رشد ترک (R-Curve) تنها برای حالت رشد تا قبل از شکست شدن بلوک اول محاسبه شده و ارائه شده است. این منحنی در شکل ۱۲ نشان داده شده است. همان طور که در منحنی R-Curve مشاهده می‌گردد با افزایش رشد تورق در فصل مشترک، مقدار چقرمگی شکست با توجه به حرکت ترک در بین ناحیه اتصال پوسته/هسته در حال افزایش می‌باشد. مقادیر چقرمگی شکست شروع و رشد در نمونه‌های آزمون شده با عرض 25 mm در جدول ۳ گزارش شده است.

۸- مدل‌سازی و تحلیل عددی

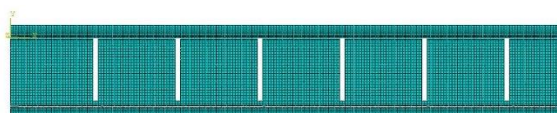
در این تحقیق از مدل‌سازی به روش ناحیه چسبناک به منظور شبیه‌سازی رشد ترک استفاده شده است. برای پیاده‌سازی مدل ناحیه چسبناک در المان محدود می‌بایست در مسیرهایی که



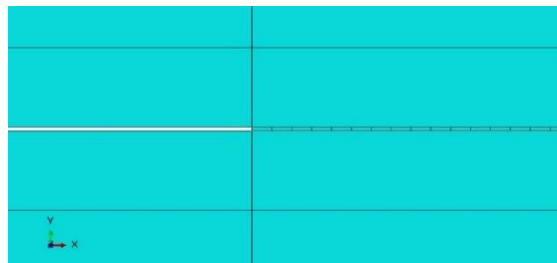
شکل ۱۲) منحنی R-Curve برای نمونه‌های CSB با عرض 25 mm در آزمون چقرمگی شکست

جدول ۳) چقرمگی شکست بین‌لایه‌ای شروع و رشد در نمونه‌های CSB با عرض 25 mm به دست آمده از روش نظریه تیر اصلاح شده

خاصیت	چقرمگی شکست شروع رشد	چقرمگی شکست گسترش
	ترک (N/m)	رشد ترک (N/m)
مقدار میانگین $(\pm SDV)$	$344/24 (\pm 17/11)$	$505/10 (\pm 22/99)$

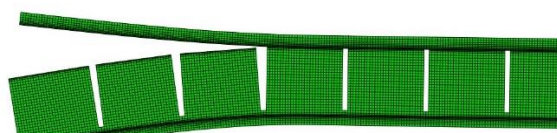


(الف)

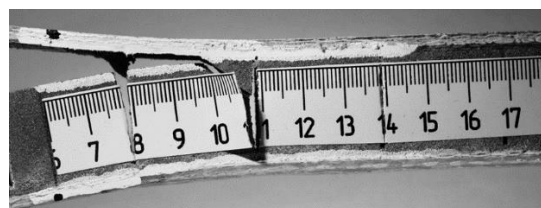


(ب)

شکل ۱۵) نمونه CSB المان بندی شده، (الف) نمای کلی، (ب) نمایی از المان‌های چسبنده مجاور نوک ترک

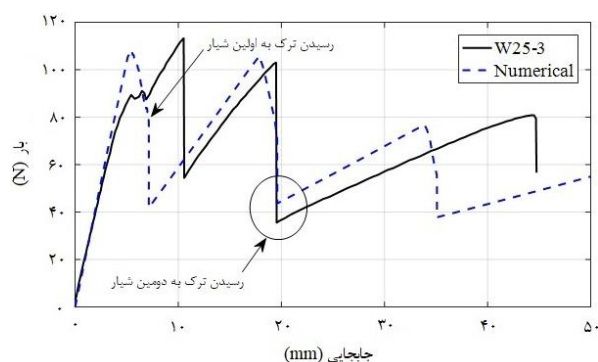


(الف)



(ب)

شکل ۱۶) لحظه رسیدن ترک به دومین شیار در نمونه CSB، (الف) تحلیل عددی، (ب) حین انجام آزمایش



شکل ۱۷) منحنی‌های بار-جابجایی تجربی و عددی نمونه CSB شیاردار

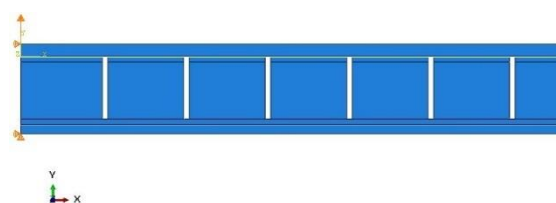
با توجه به شکل منحنی تحلیل عددی با دقت بالایی مقدار نیرو در اولین پیک را که چقرمگی شکست مود اول با توجه به آن محاسبه شده است پیش‌بینی کرده است، اما جابجایی متناظر با این پیک نیرویی با منحنی تجربی اختلاف دارد. دلیل این اختلاف آن است

چسبناک در حالت بارگذاری مود I و II به ترتیب مقادیر 3 MPa و 6 MPa انتخاب شده است. در همین قسمت برای چقرمگی شکست مود اول مقدار 0.3442 (N/mm) که از طریق آزمایش به دست آمد، وارد شده است. نوع تحلیل استاتیکی بوده و با تعریف یک بست نقطه اعمال جابجایی، نیروی واکنش به دست آمده است. بین اعضای سازنده نمونه شرایط تماسی تعریف نشده و تمامی اعضا به کمک قید Tie به هم متصل شده‌اند. نمایی از مدل، بارگذاری و شرایط مرزی آن در شکل ۱۴ قابل مشاهده است. درجات آزادی x و y برای نقطه سمت چپ در لبه پایینی مدل محدود شده و لبه بالایی مدل نیز تنها در جهت x محدود شده است و بارگذاری به صورت اعمال جابجایی در جهت y به آن وارد می‌شود.

برای پوسته و هسته فوم از المان‌های چهارضلعی-دوخطی کرنش صفحه‌ای (CPE4R) استفاده شده است. اندازه المان‌ها در این اعضا 1 mm انتخاب شده است که در نواحی نزدیک به محل تماس تا مقدار 0.2 mm نیز کاهش می‌یابد. برای قطعات چسب از المان‌های چهار نقطه‌ای دوبعدی چسبناک (COH2D4) و با طول 0.05 mm استفاده شده است. این طول به نحوی انتخاب شده است که معیار وجود حداقل ۳ المان در طول ناحیه چسبناک گسترش یافته و همچنین نسبت ابعادی کمتر از ۱۰ را ارضا خواهد کرد. برای مدل‌سازی ترک، در طولی از نمونه که ترک وجود دارد المان چسبنده‌ای قرار نمی‌گیرد و در آن ناحیه فضای خالی وجود خواهد داشت. ضخامت المان‌های چسبنده استفاده شده در مدل‌های این تحقیق 0.01 mm می‌باشد. تصویر مدل المان بندی شده و همچنین یک تصویر بزرگ‌نمایی شده از ترک در کنار المان‌های چسبناک مجاور آن در شکل ۱۵ قابل مشاهده است.

پس از اتمام تحلیل، منحنی‌های بار-جابجایی نمونه استخراج شده و با منحنی تجربی مورد مقایسه قرار گرفته است. تصویری از نمونه CSB شیاردار حین تحلیل و رشد ترک و مقایسه آن با تصویر گرفته شده از نمونه آزمایشی در شکل ۱۶ قابل مشاهده است. در این مرحله از تحلیل ترک به شیار دوم رسیده است.

نتایج نشان می‌دهند که مدل‌سازی انجام گرفته توانسته است با دقت مناسبی رفتار بار-جابجایی نمونه شیاردار را به درستی پیش‌بینی کند. در شکل ۱۷ منحنی‌های تجربی و عددی در یک نمودار نمایش داده شده است. منحنی تجربی مربوط به همان نمونه W25-3 است که در بخش پنجم مورد بررسی قرار گرفت.



شکل ۱۴) مدل تیر ساندویچی شیاردار در نرم افزار آباکوس به همراه نقاط اعمال بار و شرط مرزی

- اندازه‌گیری چقرمگی شکست جدایش پوسته از هسته در ساندویچ پنبلی با پوسته از جنس لمینیت Kevlar 49/Polyester و هسته از جنس فوم PU
- بررسی تأثیر قرار دادن شیار در ضخامت تیر ساندویچی بر مقاومت در مقابل رشد ترک اتصالی در ناحیه پوسته/هسته
- استفاده از مدل ناحیه چسبناک دوخطی برای مدل‌سازی رشد ترک در محل اتصال پوسته به هسته در تیرهای ساندویچی شیاردار

۱۰- فهرست علائم و نشانه‌ها

بار کششی (N)	P
جابجایی نقطه اعمال بار (m)	δ
عرض نمونه (m)	b
مساحت ترک (m^2)	A
طول ترک (m)	a
تنش‌های نرمال و برشی (MPa)	t_n و t_s
نرخ رهایی انرژی کرنشی (J/m^2)	G
نرخ بحرانی رهایی انرژی کرنشی (J/m^2)	G_c
مؤلفه نرمال نرخ رهایی انرژی کرنشی (J/m^2)	G_I
چقرمگی شکست مود اول (J/m^2)	G_{Ic}

تشکر و قدردانی: نویسندگان این مورد را بیان نکردند.

تأییدیه اخلاقی: تأیید می‌شود که اخلاق مهندسی در نگارش این مقاله رعایت شده است.

تعارض منافع: تأیید می‌شود که هیچ تعارضی در منافع نویسندگان این مقاله وجود ندارد.

سهم نویسندگان: وحید غلامی (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی (۴۰٪)؛ فتح اله طاهری بهروز (نویسنده دوم)، پژوهشگر کمکی (۴۰٪)؛ بهنام معمار ماهر (نویسنده سوم)، پژوهشگر کمکی (۲۰٪).
منابع مالی: از پژوهشگاه فضایی ایران بابت حمایت مالی از قسمت‌های مدل‌سازی عددی طرح تشکر و قدردانی می‌شود.

منابع

- 1- Saeid AA, Donaldson SL. Experimental and finite element evaluations of debonding in composite sandwich structure with core thickness variations. *Advances in Mechanical Engineering*. 2016;8(9):1687814016667418
- 2- Yoshida K, Uchida K, Nishita Y, Hirose Y, Kuraishi A. Suppression of initial failure at tapered end-closure sandwich panel joint by taper angle change. *Advanced Composite Materials*. 2017;26(4):375-90.
- 3- Mohammadi MS, Nairn JA. Balsa sandwich composite fracture study: Comparison of laminated to solid balsa core materials and debonding from thick balsa core materials. *Composites Part B: Engineering*. 2017;122:165-72.
- 4- Shivakumar K, Chen H, Smith SA. An evaluation of data reduction methods for opening mode fracture

که طبق نظریه ناحیه چسبنده، ابتدا با تخریب کامل اولین المان که آغازگر رشد ترک است مقدار نیرو افت کرده و سپس با رسیدن به اولین شیار افت ناگهانی دوم رخ می‌دهد. اما در آزمایش با نزدیک شدن ترک به شیار اول و ناحیه تجمع رزین، پیش از رسیدن به اولین شیار مقداری نیز در فوم نفوذ کرده و مقدار نیرو در منحنی را افزایش می‌دهد. ناحیه تجمع رزین به دلیل پیچیدگی هندسه و تصادفی بودن محدوده دقیق آن در اطراف شیار، در مدل عددی در نظر گرفته نشده و در عوض سعی شده تا پارامترهای دیگر ناحیه چسبناک به نحوی تعیین شوند تا منحنی حاصل از حل عددی تا حد امکان به منحنی تجربی نزدیک شود. با رسیدن ترک به دومین شیار اختلاف دو منحنی نیز کمتر شده است. از دیگر عوامل وجود اختلاف در منحنی‌ها می‌توان اثرات مدل‌سازی دوبعدی، عدم به‌کارگیری مدل آسیب برای هسته ساندویچ پنبلی که عامل اصلی تفاوت در رخداد پیک‌های نیرو در جابجایی‌های مختلف است و نیز خطاهای ساخت نمونه واقعی که منجر به عدم یکنواختی هندسی و مادی نمونه می‌شوند را نام برد. در این مرحله مقایسه شبیه‌سازی انجام‌گرفته با آزمایش به منظور صحت‌سنجی مدل عددی تیر ترک‌دار صورت گرفته است.

۹- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

نمونه‌های CSB شیاردار تحت آزمایش مود یک جدایش پوسته از هسته قرار گرفتند. نمودارهای بار-جابجایی نشان داد که با رسیدن ترک به هر شیار، بار افت کرده و روند رشد ترک متوقف می‌شود. شروع مجدد رشد ترک در ناحیه اتصالی نیازمند نیرویی بالاتر خواهد بود. این پدیده سبب افزایش مقاومت در برابر رشد ترک می‌گردد. مقادیر چقرمگی شکست برای طول‌های مختلف ترک محاسبه گردیده و منحنی مقاومت در برابر رشد ترک یا R-Curve رسم گردید. به دلیل اختلاف زیاد در روند تغییرات چقرمگی مطابق این منحنی، می‌توان تغییرات چقرمگی را پس از مقدار آغازین ثابت در نظر گرفت. همچنین مشخص گردید که مقدار چقرمگی شکست گسترش ترک در حدود ۴۶ درصد بیشتر از مقدار شروع رشد آن است. پیاده‌سازی عددی روش ناحیه چسبناک تشریح شده و نمونه CSB شیاردار در نرم‌افزار المان محدود آباکوس مدل شده و با کمک مقادیر چقرمگی به دست آمده از آزمایش، رشد ترک و جدایش پوسته/هسته در آن شبیه‌سازی شد. مقایسه منحنی‌های بار-جابجایی به دست آمده از آزمایش و تحلیل المان محدود با دقت مناسبی صحت نتایج شبیه‌سازی را تأیید کرده و نشان داد که می‌توان از مدل ناحیه چسبناک دوخطی برای شبیه‌سازی رشد ترک در محل اتصال پوسته/هسته در تیر ساندویچی بهره برد. در مورد نوآوری‌های این تحقیق به صورت کلی می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- 20- Yokozeki T, Iwamoto K. Effects of core machining configuration on the debonding toughness of foam core sandwich panels. *Advanced Composite Materials*. 2016;25(1):45-58.
- 21- Jebadurai DS, Rose AR, Aatthisugan I. A Novel Approach to Enhance Mechanical Characteristics of Sandwich Composites. *Materials Today: Proceedings*. 2020;24:618-27.
- 22- Carlsson LA, Kardomateas GA. Structural and failure mechanics of sandwich composites. Springer Science & Business Media; 2011.
- 23- Erdogan F. Fracture mechanics. *Int J Solids Struct*. 2000;37(1-2):171-83.
- 24- Irwin GR, Kies JA. Critical energy rate analysis of fracture strength. *Spie Milestone series MS*. 1997;137:136-41.
- 25- ASTM D5528-13, Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2013.
- 26- ASTM D3039 / D3039M-17, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2017.
- 27- MatWeb. LAST-A-FOAM® FR-7109 Polyurethane Foam [Internet]. General Plastics Manufacturing Company.
- 28- Jiang H. Cohesive zone model for carbon nanotube adhesive simulation and fracture/fatigue crack growth (Doctoral dissertation, University of Akron). 2010.
- toughness of sandwich panels. *Journal of Sandwich Structures & Materials*. 2005;7(1):77-90.
- 5- Aviles F, Carlsson LA. Analysis of the sandwich DCB specimen for debond characterization. *Engineering Fracture Mechanics*. 2008;75(2):153-68.
- 6- Ramantani DA, De Moura MF, Campilho RD, Marques AT. Fracture characterization of sandwich structures interfaces under mode I loading. *Composites Science and Technology*. 2010;70(9):1386-94.
- ۷- خوشروان آذر، محمد رضا و پوراسماعیل، فرهاد، ۱۳۸۹، بررسی عددی رشد ترک و جدایی پوسته از هسته در سازه های ساندویچی، هجدهمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک، تهران، ۱۳۸۹.
- 8- Bianchi F, Zhang X. A cohesive zone model for predicting delamination suppression in z-pinned laminates. *Composites Science and Technology*. 2011;71(16):1898-907.
- 9- Davidson P, Waas AM, Yerramalli CS. Experimental determination of validated, critical interfacial modes I and II energy release rates in a composite sandwich panel. *Composite Structures*. 2012;94(2):477-83.
- 10- De Morais AB. Mode I cohesive zone model for delamination in composite beams. *Engineering Fracture Mechanics*. 2013;109:236-45.
- 11- Xu G, Yan R. The use of Sprint Interface element delamination simulation of Sandwich composite beam. *Applied Composite Materials*. 2017;24(5):1049-60.
- 12- Höwer D, Lerch BA, Bednarczyk BA, Pineda EJ, Reese S, Simon JW. Cohesive zone modeling for mode I facesheet to core delamination of sandwich panels accounting for fiber bridging. *Composite Structures*. 2018;183:568-81.
- 13- Yoshida K, Aoki T. Beam on elastic foundation analysis of sandwich SCB specimen for debond fracture characterization. *Composite Structures*. 2018;195:83-92.
- 14- Ahmed A, Fahim A, Naguib HE. Design of New Hybrid Composites using Metal Embedded in Polymer Foam and Foam Composite. *Journal of composite materials*. 2009;43(15):1603-19.
- 15- Hirose Y, Matsuda H, Matsubara GO, Inamura F, Hojo M. Evaluation of new crack suppression method for foam core sandwich panel via fracture toughness tests and analyses under mode-I type loading. *Journal of Sandwich Structures & Materials*. 2009;11(6):451-70.
- 16- Stewart JK, Mahfuz H, Carlsson LA. Enhancing mechanical and fracture properties of sandwich composites using nanoparticle reinforcement. *Journal of materials science*. 2010;45(13):3490-6.
- 17- May-Pat A, Aviles F, Aguilar JO. Mechanical properties of sandwich panels with perforated foam cores. *Journal of Sandwich Structures & Materials*. 2011;13(4):427-44.
- 18- Halimi F, Golzar M, Asadi P, Beheshty MH. Core modifications of sandwich panels fabricated by vacuum-assisted resin transfer molding. *Journal of composite materials*. 2013;47(15):1853-63.
- 19- Hirose Y, Matsuda H, Matsubara G, Hojo M, Yoshida K, Inamura F. Experimental evaluation of splice-type crack arrester with a filler under mode-I type loading. *Composite Structures*. 2013;100:300-6.