



ارزیابی عمر خستگی صفحه‌ی ساندویچی کامپوزیتی به روش مکانیک آسیب پیوسته همراه با المان بین لایه‌ای

بیژن محمدی^{1*}، محمد حجت وطن‌خواه²

1- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران

2- دانشجوی دکترا، مهندسی هوافضا، دانشگاه علم و صنعت، تهران

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

چکیده

اطلاعات مقاله

با توجه به گسترش استفاده از مواد مرکب در صنایع مختلف، همواره افزایش دقت در تحلیل خستگی سازه‌های مرکب مورد توجه است. با توجه به ساختار سازه‌های ساندویچی، حالت‌های خرابی مختلفی هنگام بارگذاری متناوب در این سازه‌ها به وجود می‌آید. هرچه تأثیر این حالت‌ها بر یکدیگر هنگام ارزیابی عمر خستگی دقیق‌تر در نظر گرفته شود، دقت پیش‌بینی‌ها افزایش می‌یابد. در این پژوهش به کمک ترکیب دو زیر برنامه‌ی USDFLD و UMAT در نرم‌افزار آباکوس ابزار جدیدی ارائه شده است تا اثر متقابل خستگی پوسته‌های سازه‌ی ساندویچی و همچنین جدایش بین پوسته و هسته بر یکدیگر با استفاده از مدل‌های موجود دیده شود. این ابزار پس از اعتبار سنجی برای ارزیابی خستگی یک صفحه‌ی ساندویچی با هسته‌ی PVC با سفتی‌های متفاوت 50 MPa، 3 GPa و 1 GPa و پوسته‌ی AS4/3501-6 با لایه‌چینی [0₄] و [90₄] استفاده شده است. در این تحلیل جدایش بین پوسته و هسته به کمک مدل ناحیه‌ی چسبیده و خستگی پوسته توسط مدلی بر پایه‌ی انرژی به صورت هم‌زمان استفاده شده است و اثرات حالت‌های خرابی بر یکدیگر در نظر گرفته شده است. نتایج نشان دادند که با افزایش سفتی هسته شروع جدایش ناحیه-ی اتصال هسته و پوسته دیرتر رخ می‌دهد و جدایش بین پوسته و هسته به سمت لبه‌های آزاد صفحه می‌رود. همچنین مشاهده شد که خرابی کنترل‌کننده‌ی عمر این سازه حالت جدایش بین پوسته و هسته است. نتایج بیانگر کاهش نرخ رشد پارامتر خرابی در ناحیه‌ی چسبیده در یک نقطه‌ی مشخص، افزایش نرخ رشد سطح ترک بین پوسته و هسته و افزایش نرخ رشد پارامتر خرابی در پوسته در طول بارگذاری هستند.

دریافت: 1401/07/21

پذیرش: 1401/09/08

کلیدواژه‌ها

المان چسبیده

مکانیک خرابی محیط پیوسته

حل اجزای محدود

تحلیل خستگی

سازه‌ی ساندویچی

Fatigue analysis of composite sandwich panel by continuum damage mechanics method with interlayer element

Bijan Mohammadi^{1*}, Mohammad Hojat Vatankhah¹

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

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

Keywords

Cohesive zone
Continuum damage mechanic
Finite element
Sandwich panel
Fatigue analysis

Abstract

According to the structure of sandwich panels, different failure modes occur during periodic loading in these structures. When the effect of these modes on each other is considered, the predictions will be more accurate. In this research, a new tool presented with the help of the combination of USDFLD and UMAT subroutine in the Abaqus software to see the mutual fatigue effect of the face and the delamination between the face and the core using the existing models. This tool is used for fatigue analysis of a sandwich beam with a PVC core with different stiffness and AS4/3501-6 composite faces with [0]₄, [90]₄ layup. The delamination between the face and the core is analyzed by cohesive zone model and the face fatigue by an energy-based model simultaneously. The results showed that with the increase of the core stiffness, the delamination between the face and the core, caused by fatigue, begins later and moves towards the free edges of the plate. It was also observed that the failure mode that controls the life of this structure is the delamination between the face and the core. The results show the decrease in the growth rate of the damage parameter in the cohesive zone for specified element, increase of the crack growth rate and growth rate of the damage parameter in the face during loading.

1-مقدمه

پل و پوسته‌های بدنه اتومبیل مورد استفاده قرار می‌گیرند که حداقل وزن سازه و حداکثر سفتی و مقاومت از ویژگی‌های مهم آن‌ها است. در چنین کاربردهایی، سازه‌های ساندویچی کامپوزیتی غالباً تحت بارگذاری مکرر که

سازه‌های ساندویچی این روزها در کاربردهای گسترده‌ای از قبیل سازه‌های هوایی، کشتی‌های دریایی، سازه‌های حمل‌ونقل، مخازن، یخچال‌ها، عرشه‌های

Please cite this article using:

برای ارجاع به مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Mohammadi, B., Vatankhah, M. H., "Fatigue analysis of composite sandwich panel by continuum damage mechanics method with interlayer element," In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 9, No. 2, pp. 1952-1960, 2023.

https://doi.org/10.22068/JSTC.2022.563374.1802

همکاران [13] آزمون‌هایی برای بررسی تأثیر ترک در ناحیه‌ی اتصال پوسته و هسته روی عمر خستگی تیرهای ساندویچی انجام داده‌اند. یانگ و همکاران [14] به بررسی رفتار استاتیکی و خستگی تیرهای ساندویچی با پوسته کامپوزیتی تقویت‌شده توسط الیاف شیشه و هسته چوبی تقویت‌شده پرداخته‌اند.

این پژوهش برای دوری از هزینه‌های مالی و زمانی و عدم جامع بودن آزمون‌های تجربی ابزاری جامع در قالب روش اجزای محدود ارائه کرده است که بتوان از مدل‌های خستگی موجود برای نمونه‌های کامپوزیتی استفاده کرد به صورتی که مدهای مختلف خرابی در سازه‌ی ساندویچی و تأثیر آن‌ها بر یکدیگر را در نظر بگیرد و با هزینه‌ای کمتر تأثیر تغییر خواص سازه بر روی عمر خستگی آن را بررسی کند و همچنین انعطاف‌پذیری لازم برای اعمال مدل‌های مختلف را داشته باشد. در این روش از مدل تحلیل خستگی بر پایه‌ی انرژی که توسط محمدی و همکاران [15] ارائه شده است برای تحلیل خستگی پوسته‌ی کامپوزیتی سازه‌ی ساندویچی و از مدل ناحیه‌ی چسبنده‌ی تورن و همکاران [16] برای تحلیل جدایش بین پوسته و هسته‌ی سازه‌ی ساندویچی تحت بارگذاری متناوب استفاده شده است. این ابزار هم‌زمان از دو زیر برنامه‌ی $USDFLD^3$ و $UMAT^4$ در نرم‌افزار آباکوس استفاده می‌کند. زیر برنامه‌ی $USDFLD$ برای اعمال اثرات خستگی بر مدل ناحیه‌ی چسبنده و زیر برنامه‌ی $UMAT$ برای پیاده‌سازی مدل تحلیل خستگی پوسته‌ی کامپوزیتی استفاده شده است. این الگوریتم⁵ جدید هر چند مزایای بیان شده را دارد اما از یکی از اصلی‌ترین معایب حل اجزای محدود یعنی نیاز به کامپیوترهای قوی برای حل سازه‌های سه‌بعدی و پیچیده در امان نیست و برای پیاده‌سازی آن در تخمین عمر خستگی سازه‌های پیچیده با المان‌های سه‌بعدی نیاز به فراهم کردن دستگاه‌های قوی است. همچنین این الگوریتم همچنان از ثوابتی برای تخمین عمر خستگی پوسته و اتصال پوسته و هسته استفاده می‌کند که نیاز به داده‌های تجربی دارد.

2- مدل‌های تحلیل خستگی پوسته و ناحیه‌ی چسبنده

همان‌طور که در بخش قبل توضیح داده شد، از دو مدل تحلیل خستگی مجزا برای ایجاد ابزار جدیدی برای تحلیل خستگی سازه‌ی ساندویچی کامپوزیتی استفاده شده است. روابط هر کدام از این دو مدل در ادامه توضیح داده شده است.

2-1- مدل تحلیل خستگی پوسته‌ی کامپوزیتی

محمدی و همکاران [15] برای تفکیک مناسب مدهای خرابی در جهت‌های مختلف یک چندلایه‌ی کامپوزیتی سه متغیر آسیب مجزا در جهات مادی در نظر گرفته‌اند که رابطه‌ی نرخ رشد آسیب هر مود بر حسب مجموع ترم‌هایی از انرژی کرنشی که در رشد آسیب آن مود مؤثرند، به صورت روابط 1 تا 3 فرض می‌شوند:

$$\frac{dD_1}{dN} = c_1 \left(\frac{\Delta W_1}{W_1^0} \right)^{m_1} \quad (1)$$

$$\frac{dD_2}{dN} = c_2 \left(\frac{\Delta W_2}{W_2^0} \right)^{m_2} \quad (2)$$

$$\frac{dD_3}{dN} = c_2 \left(\frac{\Delta W_3}{W_3^0} \right)^{m_2} \quad (3)$$

ممکن است منجر به شکست در اثر خستگی شوند (مثلاً بارهای مکرر امواج بر روی بدنه کشتی، یا بارهای مکرر ترافیک وسایل نقلیه موتوری بر روی یک عرشه‌ی پل) قرار دارند. محدودکننده‌های عمر در سازه‌ی ساندویچی کامپوزیتی در شرایط بارگذاری چرخه‌ای طولانی‌مدت، یک فرایند پیچیده را تشکیل می‌دهند. برای تغییر خواص مواد، تغییر توزیع تنش و تعیین عمر سازه، چندین سازوکار آسیب ممکن است رشد کرده و در تعامل باشند. هرچه مدل تحلیل خستگی این تعاملات را بیشتر در نظر بگیرد، پیش‌بینی دقیق‌تری ارائه می‌کند. مدل‌های خستگی موجود دو مشکل دارند. یا می‌توانند پدیده‌ی خستگی در پوسته یا هسته یا اتصال این دو را بررسی کنند که این مدل‌ها تأثیر خستگی در قسمت‌های مختلف سازه بر یکدیگر را نمی‌بینند و دقت مناسبی ندارند. یا مدلی است که ثوابت آن برای هر سازه‌ی ساندویچی نیاز به داده‌های تجربی زیاد و صرف هزینه و زمان بسیاری دارد. لذا روش یا مدلی لازم است که بتواند علاوه بر کاهش هزینه‌ها، اثر خستگی قسمت‌های مختلف بر یکدیگر را ببیند. همچنین انعطاف‌پذیری لازم برای استفاده از مدل‌های مختلف خستگی ارائه شده را داشته باشد.

برمن و همکاران [11] در مورد عملکرد و خستگی سازه‌های ساندویچی با هسته فوم تحت خمش چهار نقطه‌ای تحقیق کرده‌اند. از مدل تنش-کرنش موضعی برای تخمین عمر تیر ساندویچی با ترک اولیه استفاده کرده‌اند. شیدخت و همکاران [2] به بررسی اثر نوع و هندسه‌ی اتصال در میزان بارپذیری سازه‌ی ساندویچی تحت خمش به کمک داده‌های تجربی پرداختند. شنوی [3] و همکاران در مورد خواص استاتیکی و خستگی سازه‌های ساندویچی با هسته‌ی فوم مطالعه کرده‌اند. مطالعات تجربی نشان داده است که برش در هسته عامل خرابی در تیرهای ساندویچی با هسته‌ی فوم تحت خمش بوده است. میرزاپور و همکاران [4] تأثیر شرایط محیطی هنگام ساخت بر بارپذیری سازه‌های ساندویچی را به کمک آزمایش‌های تجربی بررسی کردند. شیپ شاو [5] و همکاران آزمون‌های خستگی برای تیر ساندویچی با هسته فوم با محوریت نرخ رشد ترک در ناحیه‌ی اتصال هسته و پوسته انجام داده‌اند. نتایج نشان داده‌اند که نرخ رشد ترک در نمونه تحت تنش با دامنه‌ی ثابت به صورت پیوسته افزایش پیدا می‌کند. هارت و همکاران [6] تیر ساندویچی با پوسته آلومینیومی و هسته‌ی فوم را تحت خمش چهار نقطه‌ای چرخه‌ای را بررسی کرده‌اند. عمده‌ی حالت‌های خرابی برای کمناش پوسته و برش هسته بودند. کانی [7] و همکاران به بررسی اثر فرکانس بارگذاری چرخه‌ای به روی خواص خستگی تیر ساندویچی با پوسته‌ی کامپوزیتی تقویت‌شده با الیاف شیشه و دو هسته‌ی PVC^1 متفاوت پرداخته‌اند. نتایج بدین صورت است که عمده خرابی تیرها تحت تمام بارگذاری‌های چرخه‌ای به علت ترک ایجاد شده در هسته بوده است. داوود و همکاران [8] آزمون استاتیکی و خستگی به روی تیر ساندویچی با هسته فوم انجام داده‌اند. مشاهده کردند که تیرهای انعطاف‌پذیرتر عمر خستگی بیشتری نسبت به تیرهای غیر منعطف دارند. خباز [9] مطالعه‌ای روی حالت‌های خرابی و منحنی‌های عمر FRP^2 انجام داده است و مدلی نیمه تجربی را برای تخمین عمر خستگی پیشنهاد داده است. سوزوکی و همکاران [10] ارائه‌ای برای بررسی اثر نوع بارگذاری روی پارامترهای خستگی تیرهای ساندویچی با پوسته تقویت‌شده توسط الیاف شیشه داده‌اند. وو و همکاران [11] به مطالعه‌ی رفتار استاتیکی و خستگی سازه‌های ساندویچی با هسته‌ی لانه‌زنبوری با روش‌های تجربی و تئوری پرداخته‌اند. مارتاکوس و همکاران [12] و کامسل و

³ User Subroutine Define Field Variables

⁴ User Material

⁵ Algorithm

¹ Polyvinyl Chloride

² Fiber-Reinforced Plastic

$$\frac{\partial d}{\partial N} = \begin{cases} \frac{[(1-d)\varepsilon_m^f + d\varepsilon_m^0]^2}{\varepsilon_m^f \varepsilon_m^0} \times \frac{C}{L_{cz}} \left(\frac{\Delta G}{G_c}\right)^m & G_{max} \geq G_{th} \\ 0 & otherwise \end{cases} \quad (10)$$

در این رابطه‌ها اندیس‌های 1 و 2 و 3 به ترتیب مربوط جهات الیاف، عمود بر الیاف در داخل صفحه و عمود بر صفحه چندلایه می‌باشند و ثابت c_i و m_i ثوابت تجربی می‌باشند.

در روابط 1 تا 3، ΔW تغییرات چگالی انرژی کرنشی W در چرخه بارگذاری خستگی جاری در نقطه انتگرال‌گیری موردنظر است. در نظر گرفتن تغییرات انرژی کرنشی در این روابط به‌نوعی اثرات نسبت بار را در مدل وارد می‌کند. به‌علاوه عناصر (W_i^0) به‌صورت روابط 4 تا 6 تعریف می‌شوند.

$$\Delta G = \frac{h_0 k \varepsilon_m^0}{2} \left[\varepsilon_m^f - \frac{(\varepsilon_m^f - \varepsilon_m^0)^2}{\varepsilon_m^f - \varepsilon_m^0} \right] \times (1 - R^2) \quad (11)$$

در این روابط X_T و Y_T به ترتیب استحکام کششی اولیه تک لایه در جهت الیاف و عمود بر الیاف و E_x و E_y به ترتیب سختی اولیه تک لایه در جهت الیاف و عمود بر آن می‌باشند.

هم‌چنین مقدار ترم‌های انرژی کرنشی تعریف‌شده در روابط 1 تا 3 برحسب مؤلفه‌های تنش و متغیرهای آسیب در سه جهت 1 و 2 و 3، از روابط 7 تا 9 به دست می‌آید.

$$\ln c = \ln c_I + \left(\frac{G_S}{G_T}\right) \ln c_m + \left(\frac{G_S}{G_T}\right)^2 \ln \frac{c_{II}}{c_I c_m} \quad (12)$$

$$m = m_I + m_m \left(\frac{G_S}{G_T}\right) + (m_{II} - m_I - m_m) \left(\frac{G_S}{G_T}\right)^2 \quad (13)$$

که در آن ε_m کرنش معادل المان در وضعیت موردنظر و h_0 ضخامت المان است. R نیز نسبت بار است.

ثابت‌های C و m برای مودهای مختلط به کمک روابط 12 و 13 که توسط بلانکو و همکاران [17] ارائه‌شده است محاسبه می‌شوند.

که c_I و m_I ثابت‌های رابطه‌ی پارسی برای مود I و c_{II} و m_{II} ثابت‌های معادله‌ی پارسی برای مود II هستند. c_m و m_m نیز ثابت‌های مادی هستند که از برازش نتایج تجربی حاصل می‌شوند. این محققین همچنین نرخ‌هایی انرژی کرنشی کل بحرانی را نیز به‌صورت تابع درجه‌دو مطابق رابطه‌ی 14 فرض نمودند.

$$G_c = G_{Ic} + G_m \left(\frac{G_S}{G_T}\right) + (G_{IIc} - G_{Ic} - G_m) \left(\frac{G_S}{G_T}\right)^2 \quad (14)$$

که در آن G_m ضریبی است که از آزمایش مود ترکیبی به دست می‌آید. لازم به ذکر است که در حالت مود ترکیبی، نرخ‌هایی انرژی کرنشی مرتبط باحالت آستانه‌ی رشد ترک خستگی (G_{th})، معمولاً به‌صورت تابعی از نرخ‌هایی انرژی کرنشی مربوط به شروع رشد ترک خستگی مودهای خالص، مشابه معادله در نظر گرفته‌شده برای نرخ‌هایی انرژی کرنشی بحرانی، در نظر گرفته می‌شود. بنزگاق و کنان [18] رابطه‌ی 15 را پیشنهاد کردند.

$$G_{th} = G_{Ith} + (G_{IIth} - G_{Ith}) \left(\frac{G_S}{G_T}\right)^{\eta_{th}} \quad (15)$$

در رابطه‌ی اخیر، η_{th} ثابتی است که از آزمایش خستگی تحت شرایط مود ترکیبی به دست می‌آید.

طول ناحیه‌ی چسبنده که با L_{cz} در رابطه‌ی 10 مشخص شده است، برای مود I خالص به کمک رابطه‌ی رایس [16] طبق معادله‌ی 16 قابل تخمین است.

$$L_{cz} = \frac{9\pi E_3 G_{max}}{32 \tau_0^2} \quad (16)$$

3- شبیه‌سازی اجزای محدود

با توجه به اینکه خستگی در پوسته و جدایش بین پوسته و هسته‌ی سازه هم‌زمان تحلیل می‌شود، الگوریتمی مطابق شکل 1 برای تحلیل سازه در نرم-

$$W_1^0 = (1 - D_1) \frac{X_T^2}{E_x} \quad (4)$$

$$W_2^0 = (1 - D_2) \frac{Y_T^2}{E_y} \quad (5)$$

$$W_3^0 = (1 - D_3) \frac{Y_T^2}{E_y} \quad (6)$$

در این روابط X_T و Y_T به ترتیب استحکام کششی اولیه تک لایه در جهت الیاف و عمود بر الیاف و E_x و E_y به ترتیب سختی اولیه تک لایه در جهت الیاف و عمود بر آن می‌باشند.

هم‌چنین مقدار ترم‌های انرژی کرنشی تعریف‌شده در روابط 1 تا 3 برحسب مؤلفه‌های تنش و متغیرهای آسیب در سه جهت 1 و 2 و 3، از روابط 7 تا 9 به دست می‌آید.

$$W_1 = \frac{\sigma_{11}^2}{2E_1(1-D_1)} - \frac{v_{12}\sigma_{11}\sigma_{22}}{2E_1(1-D_1)} - \frac{v_{12}\sigma_{11}\sigma_{33}}{2E_1(1-D_1)} + \frac{\sigma_{13}^2}{2G_{12}\sqrt{(1-D_1)(1-D_3)}} + \frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}\sqrt{(1-D_1)(1-D_2)}} \quad (7)$$

$$W_2 = \frac{\sigma_{22}^2}{2E_2(1-D_2)} - \frac{v_{21}\sigma_{11}\sigma_{22}}{2E_2(1-D_2)} - \frac{v_{23}\sigma_{33}\sigma_{22}}{2E_2(1-D_2)} + \frac{\sigma_{23}^2}{2G_{23}\sqrt{(1-D_2)(1-D_3)}} + \frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}\sqrt{(1-D_1)(1-D_2)}} \quad (8)$$

$$W_3 = \frac{\sigma_{33}^2}{2E_2(1-D_3)} - \frac{v_{21}\sigma_{11}\sigma_{33}}{2E_2(1-D_3)} - \frac{v_{23}\sigma_{33}\sigma_{22}}{2E_2(1-D_3)} + \frac{\sigma_{13}^2}{2G_{12}\sqrt{(1-D_1)(1-D_3)}} + \frac{\sigma_{23}^2}{2G_{23}\sqrt{(1-D_2)(1-D_3)}} \quad (9)$$

2-2- مدل ناحیه‌ی چسبنده تحت بارگذاری خستگی

تورن و همکاران [16] یک مدل خرابی برای شبیه‌سازی رشد جدایی بین لایه‌ای تحت بارگذاری خستگی پر چرخه پیشنهاد کردند. اساس مدل این محققین، ارائه‌ی یک قانون چسبنده بود که از برقراری ارتباط میان مکانیک شکست و آسیب به‌منظور تخمین میزان تغییر تدریجی متغیر آسیب در طول چرخه‌های خستگی استفاده می‌کند. برای برقراری این ارتباط از مفهوم انرژی کرنشی المان چسبنده استفاده کردند و رابطه‌ی 10 را پیشنهاد دادند.

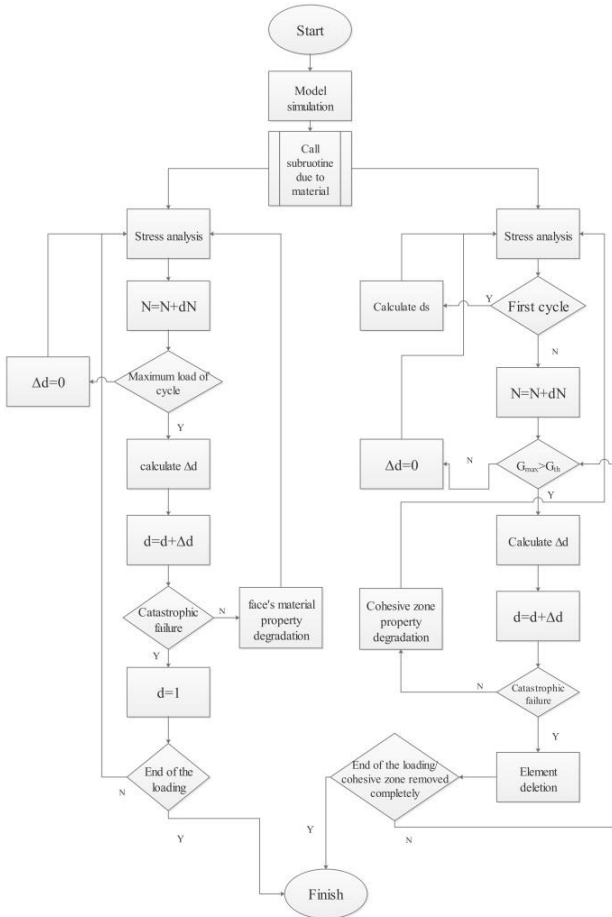


Fig. 1 Fatigue analysis algorithm

شکل 1 الگوریتم تحلیل خستگی سازه‌ی ساندویچی

در مدل اجزای محدود از المان‌های کرنش صفحه‌ای 4 گره‌ای برای بازوها (پوسته‌ی بالا و پایین ناحیه‌ی چسبنده) استفاده شده است. برای شبیه‌سازی ناحیه‌ی چسبنده نیز از المان‌های چسبنده‌ی 4 گره‌ای نیز استفاده شده است.

پارامترهای قانون پاریس که در شبیه‌سازی عددی مورد نیاز است از طریق برازش منحنی خطی به داده‌های تجربی [19] به دست آمده است و خواص خستگی ماده در جدول 1 گزارش شده است. بار در دو مرحله اعمال شده است: مرحله اول شبه استاتیکی است و به حداکثر بار اعمال شده ختم می‌شود. فرض بر این است که هیچ آسیب خستگی در این مرحله رخ نمی‌دهد. در مرحله‌ی بعد، چرخه‌های بارگذاری خستگی اعمال شده است.

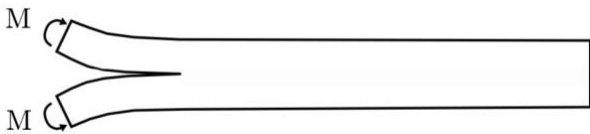


Figure 2 Loading pattern for model Specimen for cohesive zone subroutine validation [16]

شکل 2 مدل بارگذاری مود I بر روی نمونه برای اعتبار سنجی زیربرنامه‌ی ناحیه‌ی چسبنده [16]

افزار آباکوس توسط دو زیر برنامه‌ی USDFLD و UMAT اعمال شده است. زیر برنامه‌ی USDFLD برای اعمال مدل خستگی در ناحیه‌ی چسبنده و زیر برنامه‌ی UMAT برای اعمال مدل خستگی بر پوسته‌ی کامپوزیتی سازه است. همان‌گونه که در شکل 1 مشخص است، در هر پله از بارگذاری هر نقطه‌ی انتگرال‌گیری مطابق با ماده‌ای که برای آن تعریف شده است زیر برنامه‌ی مربوطه را صدا می‌زند و خواص ناحیه‌ی چسبنده و پوسته مطابق با مدل مربوط به خود که در بخش 2 توضیح داده شده است کاهش پیدا می‌کنند.

در هر مرحله از نمو بارگذاری نرم‌افزار برای نقاط انتگرال‌گیری المان‌های چسبنده اگر به مرحله‌ی بیشینه‌ی بارگذاری در چرخه رسیده باشد، مطابق با رابطه‌ی 11 مقدار تغییرات انرژی کرنشی را محاسبه می‌کند. اگر این مقدار از مقدار انرژی کرنشی آستانه‌ی خستگی که از رابطه‌ی 15 به دست آورده آمده است بیشتر باشد مقدار تغییر متغیر آسیب خستگی مربوط به آن طبق رابطه‌ی 10 محاسبه و به روز می‌شود. اگر مقدار تغییرات انرژی کرنشی چرخه از حد آستانه‌ی خستگی بیشتر نشود یا بارگذاری به حد بیشینه در چرخه نرسیده باشد، متغیر آسیب خستگی نسبت به نمو قبلی تغییر نمی‌کند و ثابت باقی می‌ماند. در هر مرحله که بارگذاری به بیشینه‌ی خود در چرخه می‌رسد و متغیر آسیب خستگی آن تغییر می‌کند، خواص ناحیه‌ی چسبنده و متعاقباً نمودار دوخطی ناحیه‌ی چسبنده و انرژی کرنشی شکست آن تغییر می‌کند. این فرآیند تا زمانی که انرژی کرنشی بیشینه در چرخه‌ی بارگذاری به مقدار انرژی کرنشی شکست ماده برسد ادامه پیدا می‌کند.

در هر مرحله از نمو بارگذاری برای نقاط انتگرال‌گیری المان‌های پوسته بعد از تحلیل تنش، نرم‌افزار رسیدن به بیشینه‌ی بار در چرخه را کنترل می‌کند. اگر به بار بیشینه در چرخه نرسیده باشد، مقدار متغیر آسیب مربوط به آن تغییر نمی‌کند و ثابت باقی می‌ماند؛ اما زمانی که نمو بارگذاری به مقدار بیشینه در چرخه‌ی بارگذاری می‌رسد، مقدار تغییر متغیرهای آسیب طبق رابطه‌ی 1 تا 3 محاسبه و به روز می‌شود. هنگامی که متغیرهای آسیب تغییر می‌کنند خواص مکانیکی پوسته کاهش یافته و به روز می‌شوند. این فرآیند تا زمانی که مقدار تنش در پوسته به استحکام کاهش یافته‌ی آن برسد ادامه پیدا می‌کند. ویژگی منحصر به فرد این روند این است که به‌طور هم‌زمان خستگی در پوسته و ناحیه‌ی چسبنده را تحلیل می‌کند و باعث می‌شود که اثرات خستگی در پوسته و کاهش خواص آن بر روی تنش و خستگی در ناحیه‌ی چسبنده و بالعکس دیده شود.

3-1- اعتبار سنجی زیر برنامه‌ی ناحیه‌ی چسبنده

برای اعتبار سنجی نتایج عددی از داده‌های تجربی آسپ و همکاران [19] استفاده شده است. نمونه با کربن/اپوکسی HTA/6376C پیش آغشته شده توسط Hexcel ساخته شده است. لایه‌چینی به صورت $[0]_2 // (\pm 5/0)_4 s$ است که در آن علامت // به صفحه ترک اولیه (محل استفاده از المان‌های چسبنده) اشاره دارد. طول نمونه 150 میلی‌متر، عرض 20 میلی‌متر، با دو بازوی 1.55 میلی‌متری و طول ترک اولیه 35 میلی‌متر است. خواص ماده در جدول 1 نشان داده شده است. در مدل اجزای محدود، بازوهای نمونه با گشتاورهای مخالف بارگذاری می‌شوند (شکل 2) تا نرخ رهاسازی انرژی کرنشی برای مود I که مستقل از طول ترک است به دست آید. نرخ آزادسازی انرژی کرنشی با گشتاور اعمال شده به صورت رابطه‌ی 17 مرتبط است:

$$G_I = \frac{M^2}{bEI} \quad (17)$$

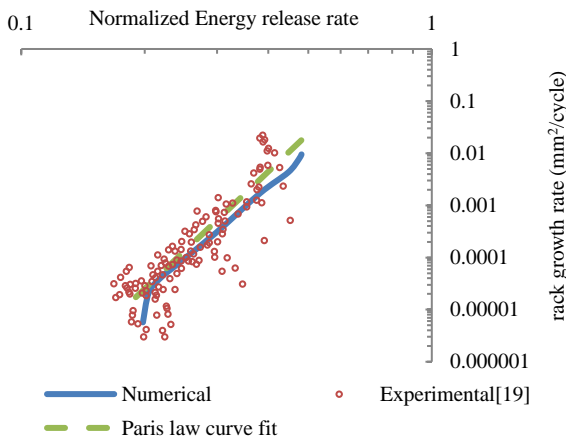


Figure 3 Validation of USDFLD subroutine for mode I loading
 شکل 3 اعتبارسنجی زیر برنامه‌ی USDFLD تحت بارگذاری مود I

جدول 2 خواص استاتیکی و خستگی کامپوزیت AS4/3501-6 [15]
Table 2 Static and fatigue properties of AS4/3501-6 [15]

مقدار	خواص
147 (GPa)	E_{xx}
9 (GPa)	$E_{yy} = E_{zz}$
5 (GPa)	$G_{xy} = G_{xz}$
3 (GPa)	G_{yz}
0.3	$\nu_{xy} = \nu_{xz}$
0.42	ν_{yz}
2004 (MPa)	X_t
1197 (MPa)	X_c
53 (MPa)	$Y_t = Z_t$
204 (MPa)	$Y_c = Z_c$
137 (MPa)	$S_{xy} = S_{xz}$
42 (MPa)	S_{yz}
6.62	m_1
5.85	m_2
1.36×10^{-5}	c_1
7.74×10^{-4}	c_2

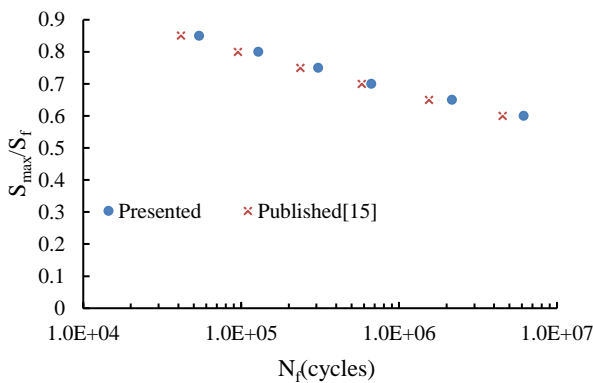


Figure 4 Validation of UMAT subroutine for tension-tension load and 0.1 load ratios
 شکل 4 اعتبارسنجی زیر برنامه‌ی UMAT تحت بار کشش-کشش در راستای الیاف

و نسبت بار 0.1

جدول 1 خواص استاتیکی و خستگی کامپوزیت HTA/6376C [19,20]

Table 1 Static and fatigue properties of HTA/6376C [19,20]

مقدار	خواص
10^4 (MPa)	K
30 (MPa)	τ_n^0
30 (MPa)	τ_s^0
0.26 (N/mm)	G_{Ic}
1.002 (N/mm)	G_{IIc}
2.737	η_{th}
0.00308 (mm/cycles)	C_I
0.1495 (mm/cycles)	C_{II}
458087.2 (mm/cycle)	C_m
0.005 (mm)	CZ thickness
0.06 (N/mm)	G_{Ith}
0.1 (N/mm)	G_{IIth}
5.4	m_I
4.5	m_{II}
4.94	m_m

نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی‌ها و داده‌های تجربی در شکل 3 نشان داده شده‌اند. می‌توان مشاهده کرد که مدل ناحیه‌ی چسبیده‌ی پیاده شده هر سه ناحیه رشد ترک خستگی را محاسبه می‌کند. در منطقه‌ی II، جایی که نرخ رشد ترک از قانون پاریس پیروی می‌کند، مشاهده می‌شود که تطابق خوبی بین پیش‌بینی‌ها و داده‌های تجربی به دست آمده است. در منطقه I، نرخ رشد ترک برای مقادیر کوچک نرخ آزادسازی انرژی نرمال شده ناچیز است و داده‌های عددی از روند داده‌های تجربی پیروی می‌کنند. تفاوت معنی‌داری بین داده‌های عددی و تجربی در منطقه‌ی III مشاهده می‌شود. یکی از دلایل این تفاوت این است که نرخ رشد ترک موجود در منطقه‌ی III بسیار بالا است؛ بنابراین، یک مدل خستگی کم چرخه به جای پر چرخه برای این منطقه مناسب‌تر است. با این حال، با وجود این تفاوت، مدل می‌تواند نرخ رشد ترک منطقه‌ی III را پیش‌بینی کند.

3-2- اعتبارسنجی زیر برنامه‌ی خستگی پوسته

برای صحت‌سنجی زیر برنامه‌ی UMAT نوشته شده، یک چندلایه‌ی کامپوزیتی با لایه‌چینی [0₁₆]₀، از جنس AS4/3501-6 که خواص آن در جدول 2 قابل مشاهده است. برای این اعتبارسنجی چندلایه با طول 101.6 mm، عرض 25.4 mm و ضخامت 2.336 mm (برای 16 لایه) تحت بارگذاری کشش-کشش با نسبت بار 0.1 در نرم‌افزار آباکوس شبیه‌سازی شده است. نتایج حاصل از حل توسط زیر برنامه‌ی نوشته شده با نتایج مرجع [15] مقایسه و در شکل 4 گزارش شده است. مقایسه‌ی نتایج نشان از درستی عملکرد زیر برنامه‌ی UMAT نوشته شده دارد. مقدار خطاهایی که در شکل 4 مشاهده می‌شود به علت تفاوت در نحوه‌ی پیاده‌سازی مدل و شبیه‌سازی آن در این پژوهش و مرجع [15] است. ثوابت مربوط به مدل خستگی استفاده شده برای ماده‌ی AS4/3501-6 در جدول 2 گزارش شده است.

3-3- شبیه‌سازی صفحه‌ی ساندویچی کامپوزیتی

با استفاده از ابزاری که در شکل 1 الگوریتم آن نشان داده شده است و اجزای آن در بخش قبل اعتبارسنجی شده‌اند، تیری ساندویچی تحت ارزیابی خرابی قرار گرفته است. این سازه به طول 60 mm و عرض 30 mm با ضخامت 3.01 mm در نرم‌افزار آباکوس همان‌گونه که در شکل 5 مشخص است شبیه‌سازی شده است. این ضخامت متشکل از 8 لایه با زاویه‌ی 0 درجه و هریک به ضخامت 0.125mm و نواحی چسبنده‌ی دو طرف هسته هریک به ضخامت 0.005mm و هسته‌ای به ضخامت 2mm است.

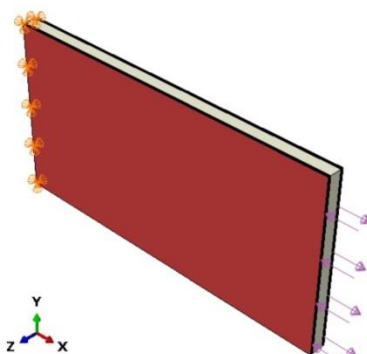


Fig. 5 Sandwich panel model in abaqus for loading1

شکل 5 مدل هندسی و بارگذاری ساندویچی کامپوزیتی برای بارگذاری 1

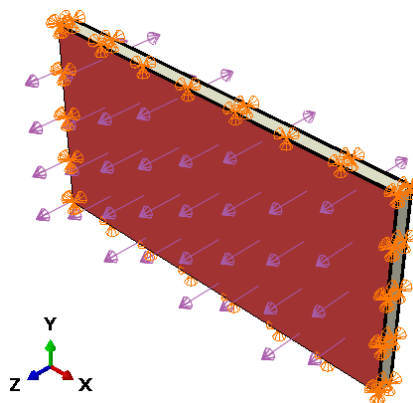


Fig. 6 Sandwich model in abaqus for loading2

شکل 6 مدل هندسی و بارگذاری ساندویچی کامپوزیتی برای بارگذاری 2

پوسته‌ی بالایی هسته تحت بار فشاری 40MPa و پوسته‌ی زیرین آن تحت بارکششی 40MPa قرار گرفته است. این بارگذاری به صورت چرخه‌ای با نسبت بار 0.1 به سازه اعمال شده است. همچنین برای اعمال شرایط مرزی همان‌گونه که در شکل 5 قابل مشاهده است، انتهای صفحه در راستای سه جهت مختصات بسته شده است. همچنین برای بررسی نحوه‌ی رشد ترک بارگذاری مطابق با شکل 6 مورد بررسی واقع شده است.

در این شبیه‌سازی از المان‌های C3D8 برای پوسته، C3D8R برای هسته و COH3D8 برای ناحیه‌ی چسبنده استفاده شده است.

پوسته‌ی سازه از جنس کامپوزیت AS4/3501-6 در نظر گرفته شده است که خواص استاتیکی و خستگی آن در جدول 2 گزارش شده است. خواص خستگی و استاتیکی ناحیه‌ی چسبنده مطابق با جدول 1 فرض شده است. هرچند این فرض می‌تواند اشتباه باشد اما با توجه به اینکه خواص صحیح آن در دسترس نیست و همچنین هدف استفاده از ابزار ایجاد شده و همچنین حساسیت سنجی سازه نسبت به تغییر سفتی هسته است، علی‌رغم

اینکه پاسخ‌های حاصل از تحلیل از لحاظ عددی دارای خطا می‌باشند اما برای تأیید کارکرد ابزار ایجاد شده و روند تأثیر سفتی هسته بر خرابی سازه قابل اعتماد هستند. برای بررسی اثر سفتی هسته بر خرابی سازه، هسته با ضریب پواسون¹ 0.3 و سفتی‌های 50MPa، 1GPa و 3GPa مورد ارزیابی واقع شده است.

4- نتایج

در ابتدا برای حساسیت سنجی سفتی هسته بر خرابی سازه تحت بارگذاری متناوب، با تغییر خواص هسته مطابق با مقادیرهای بیان شده در بخش قبل، تحلیل‌های خستگی با ترکیب دو زیر برنامه‌ی UMAT و USDFLD انجام شده است. نتایج این تحلیل در شکل 7 قابل مشاهده است. نتایج گزارش شده در شکل 7 برای نقطه‌ای به فاصله‌ی 16 mm از مرکز محل اعمال شرایط مرزی در ناحیه‌ی چسبنده بر روی صفحه‌ی بالایی سازه‌ی ساندویچی گزارش شده‌اند. دلیل انتخاب این نقطه این است که به مقدار کافی از محل اعمال شرایط مرزی و تأثیرات آن دور است و همچنین از نقاطی است که زودتر به مرحله‌ی خرابی کامل رسیده است.

همان‌گونه که در شکل 7 مشخص است هرچه میزان سفتی هسته‌ی سازه کاهش یافته است خرابی ناشی از خستگی در لایه‌ی چسبنده زودتر شروع شده است. علت این روند آن است که با توجه به اینکه سازه از نوع معین است و بارگذاری و شرایط مرزی برای هر سه تحلیل یکسان است و همچنین المان انتخابی از محل اعمال شرایط مرزی فاصله‌ی کافی دارد، با افزایش سفتی هسته مقدار کرنش معادل در المان مشخص کاهش می‌یابد. در نتیجه بیشینه‌ی نرخ رها سازی انرژی کرنشی کاهش یافته و ناحیه‌ی چسبنده دیرتر به نرخ رها سازی انرژی کرنشی آستانه‌ی خستگی می‌رسد و شروع پدیده‌ی خستگی دیرتر در آن رخ می‌دهد.

همان‌گونه که از شکل‌های 8، 9 و 10 قابل مشاهده است با افزایش سفتی هسته، خرابی ناشی از خستگی در ناحیه‌ی چسبنده از حالت گسترش در مرکز اتصال به گسترش در لبه‌های اتصال تغییر کرده است. هرچه هسته سفتی بیشتری داشته باشد باعث می‌شود که کرنش‌های عرضی در ناحیه‌ی لبه‌های آزاد صفحه کمتر شود. این کاهش کرنش عرضی در قسمت هسته باعث افزایش اختلاف کرنش بین هسته و پوسته می‌شود که این عامل سبب بیشتر شدن خرابی ناشی از خستگی در این ناحیه می‌شود.

در شکل 11 مقایسه‌ای از روند رشد خرابی خستگی در لایه‌ی چسبنده و لایه‌ی بحرانی پوسته (لایه‌ای که زودتر دچار خرابی شده است) برای پوسته با لایه‌چینی [90₄] درجه گزارش شده است. چون پارامتر خرابی در لایه‌ی بحرانی پوسته از 1e-8 کمتر است، حالت کنترل‌کننده‌ی عمر خستگی در این سازه با خواص و بارگذاری ذکر شده در بخش قبل، جدایش بین پوسته و هسته است. این علتی بر این است در بررسی خرابی‌های ناشی از خستگی، لایه‌ی چسبنده بیشتر مورد توجه قرار گرفته است. به همین دلیل برای مشاهده و مقایسه‌ی نرخ رشد پارامتر خرابی در شکل 11 محور عمودی نسبت به بیشینه‌ی پارامتر خرابی بعد از 100000 چرخه در المان بحرانی بی‌بعد شده است. این نتایج برای تعداد چرخه‌ی یکسان ثبت شده‌اند. قابل مشاهده است که شروع خرابی ابتدا در ناحیه‌ی چسبنده بوده است. همچنین سرعت رشد پارامتر خرابی خستگی در ابتدا در ناحیه‌ی چسبنده بیشتر و به تدریج از سرعت رشد آن کم شده است و سرعت رشد پارامتر خرابی در المان بحرانی پوسته به صورت صعودی است. علت کاهش سرعت رشد خرابی در المان

¹ Poisson's ratio



Fig. 10 Fatigue damage variable distribution in cohesive zone of sandwich panel for upper interface after 70000 cycles & core stiffness = 1GPa

شکل 10 توزیع پارامتر خرابی خستگی در ناحیه‌ی چسبنده برای سطح اتصال بالایی صفحه‌ی ساندویچی بعد از 70000 چرخه با هسته‌ای به سفتی 1GPa

طبق رابطه‌های 7، 8 و 9 با افزایش کرنش در حالت بار کنترل مقدار ΔW در هر چرخه افزایش می‌یابد و متعاقباً طبق رابطه‌های 4، 5 و 6 سرعت رشد خرابی با افزایش تعداد چرخه افزایش پیدا می‌کند.

ثابت بودن پارامتر خرابی در طول فرآیند باربرداری در هر چرخه علت پله‌های ریزی است که در نمودارهای رشد پارامتر خستگی مشاهده می‌شود.

هدف از گزارش شکل 11 مقایسه‌ی سرعت و نحوه‌ی رشد پارامتر خرابی ناشی از خستگی در المان‌های بحرانی ناحیه‌ی چسبنده و پوسته است.

نتایج مطرح‌شده تا به اینجا مربوط به یک المان خاص بوده است. برای مشاهده و درک نحوه‌ی رشد ترک در ناحیه‌ی بین پوسته و هسته باید خرابی در کل ناحیه‌ی اتصال بررسی شود و نتایج در یک المان نمی‌تواند درک درستی از نحوه‌ی رشد ترک در سطح را بدهد. به همین دلیل رشد سطح ترک برای بارگذاری نوع دوم مورد بررسی واقع شده است و نتایج آن در شکل 12 قابل مشاهده است. همان‌گونه که در شکل 12 مشخص است، هرچند مطابق نتایج قسمت قبل سرعت رشد پارامتر خرابی خستگی در یک المان با افزایش تعداد چرخه‌ی بارگذاری کاهش یافته است، اما سطح ترک با افزایش تعداد چرخه‌ی بارگذاری رشد می‌کند و همچنین سرعت رشد سطح ترک بعد از خرابی 80 درصد سطح اتصال به صورت دفعی و ناگهانی افزایش زیادی پیدا می‌کند. لازم به ذکر است که مقدار بحرانی پارامتر خرابی ناشی از خستگی برای المان‌های ناحیه‌ی چسبنده 0.35 در نظر گرفته شده است.

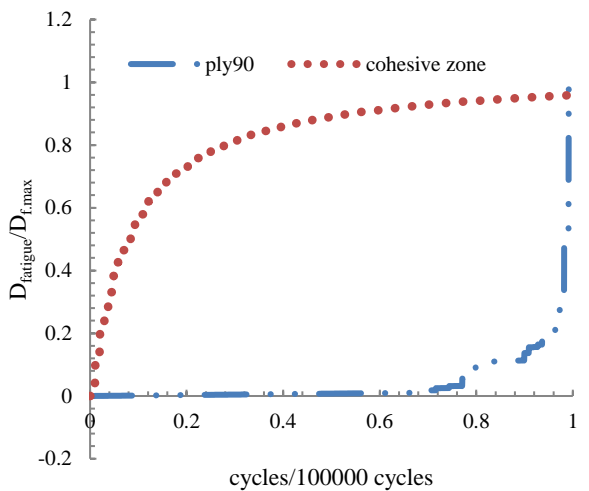


Fig. 11 Compare fatigue damage variable growth in critical element of cohesive zone with critical element of face

شکل 11 مقایسه‌ی رشد پارامتر خرابی خستگی در المان‌های بحرانی ناحیه‌ی چسبنده و پوسته‌ی سازه‌ی ساندویچی

بحرانی ناحیه‌ی چسبنده کاهش مساحت زیر مدل دوخطی ناحیه‌ی چسبنده با پیشروی خستگی است. هرچه تعداد چرخه‌ی بارگذاری و مقدار پارامتر خرابی خستگی در ناحیه‌ی چسبنده رشد می‌کند مساحت زیر مدل دوخطی ناحیه‌ی چسبنده و متعاقباً نرخ آزادسازی انرژی کرنشی کاهش می‌یابد؛ اما در پوسته‌ی سازه با شروع خرابی ناشی از بارگذاری خستگی میزان باربرداری پوسته کم می‌شود و به علت بار کنترل بودن بارگذاری میزان کرنش در هر چرخه افزایش پیدا می‌کند.

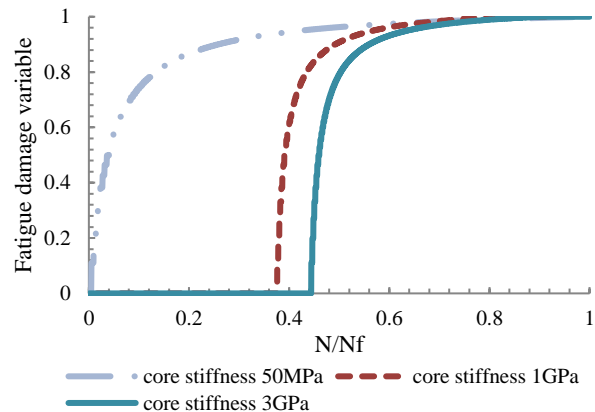


Fig. 7 Compare fatigue damage variable growth in cohesive zone with different core stiffness for upper interface & R=0.1

شکل 7 مقایسه‌ی رشد پارامتر خرابی خستگی در ناحیه‌ی چسبنده با هسته‌های مختلف برای سطح اتصال بالایی و نسبت بار 0.1



Fig. 8 Fatigue damage variable distribution in cohesive zone of sandwich panel after 70000 cycles for upper interface & core stiffness = 20MPa

شکل 8 توزیع پارامتر خرابی خستگی در ناحیه‌ی چسبنده برای سطح اتصال بالایی صفحه‌ی ساندویچی بعد از 70000 چرخه با هسته‌ای به سفتی 20MPa



Fig. 9 Fatigue damage variable distribution in cohesive zone of sandwich panel after 70000 cycles for upper interface & core stiffness = 50MPa

شکل 9 توزیع پارامتر خرابی خستگی در ناحیه‌ی چسبنده برای سطح اتصال بالایی صفحه‌ی ساندویچی بعد از 70000 چرخه با هسته‌ای به سفتی 50MPa

6- مراجع

- [1] Burman, M., Zenkert, D., "Fatigue of foam core sandwich beams- 2: effect of initial damage," International journal of fatigue, Vol. 19, pp.563-578, 1997.
- [2] Rashiddadash, S., Sadighi, M., Dariushi, S., "Experimental and numerical investigation of sandwich panels with bilateral connection under static loading", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 5, No. 3, pp. 415-426, 2018.
- [3] Shenoï, R. A., Aksu, S., Allen, H. G., "Flexural fatigue characteristics of FRP sandwich beams," Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, Vol. 16, pp.649-662, 1993.
- [4] Shenoï, R. A., Clark, S. D., Allen, H. G., "Fatigue behavior of polymer composite sandwich beams," Journal of Composite Materials, Vol. 29, pp.2423-2445, 1995.
- [5] Shipsha, A., Burman, M., Zenkert, D., "Interfacial fatigue crack growth in foam core sandwich structures," Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, Vol. 22, pp.123-131, 1999.
- [6] Harte, A. M., Fleck, N. A., Ashby, M. F., "The fatigue strength of sandwich beams with an aluminum alloy foam core," International journal of fatigue, Vol. 23, pp.499-507, 2001.
- [7] Kanny, K., Mahfuz, H., "Flexural fatigue characteristics of sandwich structures at different loading frequencies," Composite Structures, Vol. 67, pp.403-410, 2005.
- [8] Dawood, M., Taylor, E., Ballew, W., "Static and fatigue bending behavior of pultruded GFRP sandwich panels with through-thickness fiber insertions," Composites Part B: Engineering, Vol. 41, pp.363-374, 2010.
- [9] Khabbaz, R. S., "Fatigue Life Prediction of Adhesively-Bonded Fiber-Reinforced Polymer Structural Joints under Spectrum Loading Patterns," Doctoral dissertation, EPFL, Switzerland, 2012.
- [10] Suzuki, T., Mahfuz, H., "Fatigue characterization of GFRP and composite sandwich panels under random ocean current loadings," International journal of fatigue, Vol. 111, pp.124-133, 2018.
- [11] Wu, X., Yu, H., Guo, L., Zhang, L., Sun, X., Chai, Z., "Experimental and numerical investigation of static and fatigue behaviors of composites honeycomb sandwich structure," Composite Structures, Vol. 213, pp.165-172, 2019.
- [12] Martakos, G., Andreasen, J. H., Berggreen, C., Thomsen, O. T., "Experimental investigation of interfacial crack arrest in sandwich beams subjected to fatigue loading using a novel crack arresting device," Journal of Sandwich Structures & Materials, Vol. 21, pp.401-421, 2019.
- [13] Cameselle-Molares, A., Vassilopoulos, A. P., Keller, T., "Two-dimensional fatigue debonding in GFRP/balsa sandwich panels," International journal of fatigue, Vol. 125, pp.72-84, 2019.
- [14] Yanga, C., Xiaolong, L., Fanga, H., Shib, H., Liua, W., Zhua, D., "An experimental investigation of static and fatigue behavior of GFRP sandwich beams with a web reinforced wood core," Construction and Building Materials, Vol. 252, pp.119-194, 2020.
- [15] Salimi-majd, D., Helmi, M., Mohammadi, B., "Damage growth prediction of unidirectional layered composites under cyclic loading using an energy based model," In Persian, Modares Mechanical Engineering, Vol. 15, No. 7, pp. 173-180, 2015.
- [16] Turon, A., Costa, J., Camanho, P. P., Dávila, C. G., "Simulation of delamination in composites under high-cycle fatigue," Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Vol. 38, No.11, pp. 2270-2282, 2007.
- [17] Blanco, N., Gamstedt, E. K., Asp, L. E., Costa, J., "Mixed-mode delamination growth in carbon-fiber composite laminates under cyclic loading," International journal of solids and structures, Vol. 41, pp. 4219-4235, 2004.

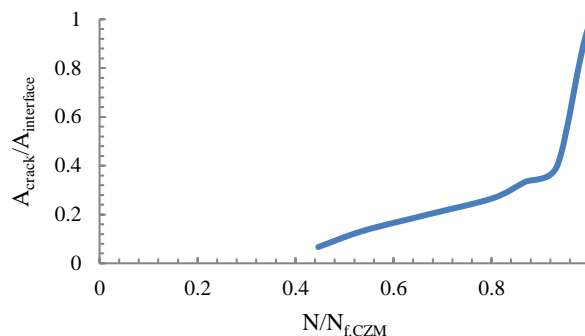


Fig. 12 Growth crack area in interface

شکل 12 رشد سطح ترک در ناحیه‌ی اتصال پوسته و هسته

5- نتیجه‌گیری

هدف اصلی این پژوهش ایجاد ابزار جدیدی برای حل اجزای محدود بوده است. به صورتی که برای اولین بار حل اجزای محدود بتواند به صورت هم‌زمان خستگی در پوسته و جدایش بین پوسته و هسته را مشاهده کند و همچنین انعطاف‌پذیری لازم برای اعمال مدل‌های مختلف را داشته باشد. این پژوهش با ترکیب مدل‌های مختلف تحلیل خستگی متناسب با جنس و مکانیک خرابی مختص هر بخش از سازه و ارائه الگوریتمی جدید باعث شده است که اثر خستگی در پوسته و کاهش خواص مکانیکی آن در تنش و خستگی در ناحیه‌ی اتصال پوسته و هسته (ناحیه‌ی چسبنده) و بالعکس دیده شود. با توجه به نتایج گزارش شده در قسمت قبل، برای صفحه‌ی ساندویچی کامپوزیتی تحت بار خمشی متناوب با نسبت بار 0.1 و خواص خستگی و استاتیکی بیان شده می‌توان دریافت که:

- سازه‌ی ساندویچی یادشده عملکرد مناسبی در برابر بارگذاری متناوب ندارد. چون قبل از اینکه پوسته تمام ظرفیت باربرداری خود در بارگذاری متناوب را استفاده کند سازه دچار جدایش در ناحیه‌ی اتصال پوسته و هسته می‌شود.
- با افزایش سفتی هسته خرابی ناشی از خستگی در ناحیه‌ی چسبنده برای نقطه‌ی بحرانی و دور از شرایط مرزی دیرتر شروع می‌شود؛ اما سرعت رشد آن بعد از شروع خرابی ناشی از خستگی بیشتر از سازه با هسته‌های نرم‌تر است.
- با افزایش سفتی هسته جدایش پوسته از هسته بیشتر به سمت لبه‌های آزاد می‌رود و از مرکز اتصال پوسته و هسته دور می‌شود.
- حالت کنترل‌کننده‌ی عمر سازه در بارگذاری متناوب جدایش بین پوسته و هسته است.
- با افزایش تعداد چرخه‌ی بارگذاری سرعت رشد خرابی خستگی برای یک المان مشخص در ناحیه‌ی اتصال پوسته و هسته کاهش پیدا می‌کند و در پوسته سرعت رشد خرابی ناشی از خستگی بیشتر می‌شود. همچنین واماندگی در نقاط بحرانی پوسته برای سازه با پوسته‌ای با لایه‌چینی [4]90 به صورت ناگهانی رخ می‌دهد.
- با افزایش تعداد چرخه‌ی بارگذاری، مساحت سطح ترک در ناحیه‌ی اتصال پوسته و هسته و همچنین سرعت رشد آن افزایش می‌یابد.

- [18] Benzeggagh, M. L., Kenane, M., "Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus," *Composites science and technology*, Vol. 49, pp. 439-449, 1996.
- [19] Asp, L., Sjogren, A., Greenhalgh, E., "Delamination growth and thresholds in a carbon/epoxy composite under fatigue loading," *Journal of Composites, Technology and Research*, Vol.23, pp. 55-68, 2001.
- [20] Robinson, P., Galvanetto, U., Tumino, D., Bellucci, G., "Numerical simulation of fatigue-driven delamination using interface elements," *International journal for numerical methods in engineering*, Vol. 63, pp. 1824-1848, 2005.