

Detection and evaluation of core and face de-bonding in sandwich composite reinforced with carbon fibers using Pulsed heating infrared thermography method

Hamid Pourbafrani¹, Abolfazl Azimi¹, Ahmad-Reza Ghasemi^{1*}, Behzad Moslemi-Abyaneh¹

¹Composite and Nanocomposite Research Laboratory, Faculty of Mechanical Engineering, University of Kashan, Kashan, Iran

ABSTRACT

The de-bonding of core and face is one of the most important defects created in sandwich composite materials during their manufacture and operation. In this study, the pulsed step heating thermography method was used to identify and evaluate core and face de-bonding in carbon fiber reinforced sandwich composites with foam core. For this purpose, the de-bonding defects between the core and the face implemented in the samples during the manufacturing process. Then, using the pulsed step heating infrared thermography method, the location and number of these defects in the samples were identified. The desired parameters of this method, such as time step and heating rate, were obtained from the finite element modeling. By comparing numerical and experimental thermographic imaging results, the best time to record infrared images is predicted to be one second after the end of heating. Numerical results showed that with increasing thermal power and heating time, the temperature difference between the damaged area and its surroundings increased. Also, the numerical results were in good agreement with the experimental results, which can demonstrate the ability to detect the core and the face de-bonding defect in sandwich composite materials reinforced with carbon fibers and foam core using the pulsed heating thermography method.

KEYWORDS

Thermography, Sandwich panels, De-bonding of core and face, Finite element modeling, Damage detection.

* Corresponding Author: Email: ghasemi@kashanu.ac.ir

1. Introduction

Due to the increasing use of sandwich composites in various structures, the ability to identify defects using thermography in sandwich composites has been studied [1-3]. In this study, the core and face de-bonding in carbon fiber reinforced sandwich composites and foam cores was investigated using the step heating thermography method. First, sandwich composite samples, consisting of 8-layer made of carbon fiber/epoxy and foam cores, are manufactured by manual layering. In order to create defects during the manufacturing process, thin Teflon layers of different dimensions will be placed between the core and the upper face during the manufacturing of the samples. Then, infrared thermographic images will be used to identify and evaluate defects in the manufactured samples. By analyzing the images recorded by the thermographic camera, the location and number of defects as well as the temperature difference between the sample surface in the damaged area and the surrounding area are examined and analyzed. Also, this process is simulated using the finite element method and the results will be compared.

2. Methodology

Composite sandwich panels consisting of two skins with 8 layers of carbon/epoxy with a $[0.90]_4$ and a foam core with dimensions of 100×100 mm and a total thickness of 13.5 mm were modeled in ABAQUS finite element software to simulate thermographic testing. Defects with the dimensions specified in Figure 1 were placed between the face and the core and were made of Teflon.

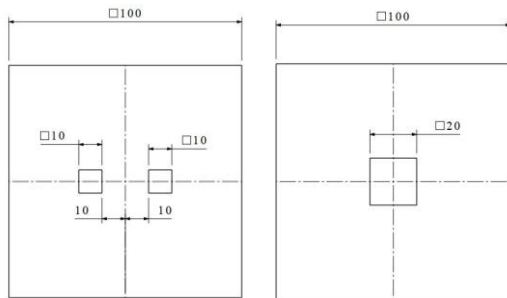


Figure 1. Schematic image of the location of defects

The physical and thermal properties of carbon/epoxy and Teflon composite multilayers and foam core are given in Table 1.

Table 1. Physical and thermal properties of materials used in simulation [4]

Material	Thermal conductivity coefficient	Specific heat capacity	Density (Kg/m^3)
CFRP	7	850	1550
Foam	0.03	1540	60
Teflon	0.25	1172	2170

	(W/m.K)	(J/Kg.K)	
CFRP	7	850	1550
Foam	0.03	1540	60
Teflon	0.25	1172	2170

Carbon/epoxy sandwich composite samples were fabricated by manual layering in a single step. A 10 mm thick AIREX C70.75 foam core was placed between the top and bottom composite layers. Huntsman epoxy resin and 200 g unidirectional carbon fibers were used to produce the samples.

The test equipment for step heating thermography consists of a heat source and an infrared imaging system, which is shown in Figure 2. The test was performed in the Composite and Nanocomposite Laboratory of Kashan University. Thermographic data collection was performed by FLIR C5. Two halogen lamps with a power of 1 kW each were used as heating sources. The absorbed power of the halogen lamps and the optimal heating time were obtained from finite element analysis.



Figure 2. Infrared imaging equipment

3. Results and Discussion

The surface temperature changes along the line passing through the center of the defects of the samples in finite element simulation, at a thermal power of 2000 W and a time of 30 seconds, are shown in Figure 3.

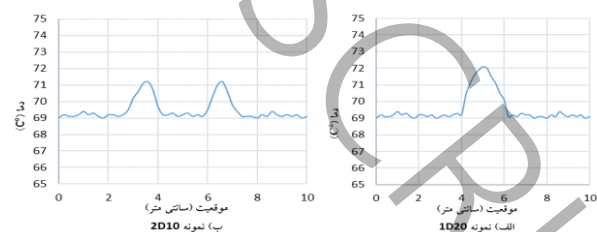


Figure 3. Numerical results of surface temperature changes along the line passing through the center of the defects of the samples

The images of the step heating infrared thermography test, consisting of 30 seconds of heating the samples at maximum heat output, are shown in Figure 4. This test was performed at an ambient temperature of 24°C and a humidity of 13%. As can be seen in the figure, in both samples, the separation of the core and the shell is clearly visible. The Research Studio software was used to analyze the thermographic images. The results extracted from the software on the line passing through the center of the defects on the surface of the samples are shown in Figure 4.

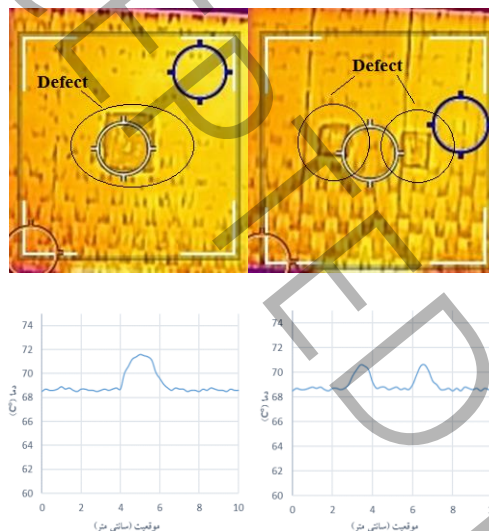


Figure 4. Thermographic test results and temperature change curve on the line passing through the center of the defects on the surface of the samples.

The comparison of the simulation results with the results of the step heating infrared thermography test is given in Table 2. This table shows the temperature difference measured at specific times using finite element simulation and also the results obtained in the experimental thermography test using the analysis of the recorded images. As can be seen, the results of the thermography test are in good agreement with the simulation results.

Table 2. Comparison of simulation results with step heating infrared thermography test results

Sample No.	Finite Element Method	Experiment	Error (%)
1D20	2.7	2.5	8
2D10	1.9	1.7	12

Sources of error include radiant heat transfer and convection in the samples, thermal power loss in halogen lamps, the effect of environmental factors such as temperature and humidity, unwanted air currents, as well as factors such as the smoothness and uniformity of

the sample surface, emissivity coefficient and other environmental factors. As time increases and the thermal diffusion in the sample becomes uniform, these errors are reduced and more accurate results are obtained. An important point in the ability to detect defects in both samples is the separation of the core and shell using the pulsed infrared thermography method, which was calculated using simulation to determine the best time for imaging.

4. Conclusions

In this study, the step-heating infrared thermography method was used to evaluate the core-face de-bonding in carbon/epoxy sandwich composites with foam core, and the following results were obtained:

- Analysis of the recorded infrared images clearly showed the number and location of defects in the form of temperature differences between the defective area and the surrounding areas.
- Finite element method results analysis was used to examine test parameters such as heating power and infrared imaging time to extract the best imaging time.
- The experimental results were compared with the finite element analysis results, which are in good agreement with each other. These results can help to generalize the mentioned method for identifying de-bonding defect in sandwich composite materials.

5. References

- [1] K. Ghadermazi, Khozeimeh, M. A., Taheri-Behrooz, F., and Safizadeh, M. S, Delamination detection in glass-epoxy composites using step-phase thermography (SPT), *Infrared Physics & Technology*, 72 (2015) 204–209.
- [2] A. Ardebili, Kaveh, A., Alaei, M. H., Eskandari Jam, J., and Jafari, M, Health monitoring of the composite honeycomb insulation panels using thermographic image processing, *Nondestructive Testing and Evaluation*, 58 (2024) 1-19.
- [3] G. Zhou, Zhang, Z., Yin, W., Chen, H., Wang, L., Wang, D., and Ma, H, Characterization and depth detection of internal delamination defects in CFRP based on line laser scanning infrared thermography, *Structural Health Monitoring*, 23(5) (2024) 3195–3210.
- [4] Ekanayake S, Composites depth determination of defects in CFRP-structures using lock-in thermography, *Composites Part B: Engineering* 147 (2018) 128–134.

شناسایی و ارزیابی جدایش هسته و پوسته در مواد مرکب ساندویچی تقویت شده با الیاف

کربن با استفاده از روش ترموگرافی مادون قرمز گرمایش مرحله‌ای

حمید پوربافرانی^۱، ابوالفضل عظیمی^۱، احمدرضا قاسمی^{۱*}، بهزاد مسلمی ابیانه^۱

۱- آزمایشگاه تحقیقاتی کامپوزیت و نانوکامپوزیت، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان، ایران

* ghasemi@kashanu.ac.ir

چکیده

جدایش بین هسته و پوسته یکی از مهم‌ترین عیوب ایجاد شده در مواد مرکب ساندویچی در حین ساخت و کارکرد آن‌ها است. در این تحقیق از روش ترموگرافی گرمایش مرحله‌ای، برای شناسایی و ارزیابی جدایش هسته و پوسته در مواد مرکب ساندویچی تقویت شده با الیاف کربن و هسته فوم استفاده شده است. به این منظور جدایش بین هسته و پوسته در حین فرآیند ساخت، در نمونه‌ها در نظر گرفته شد. سپس با استفاده از روش ترموگرافی مادون قرمز گرمایش مرحله‌ای، موقعیت و تعداد این عیوب در نمونه‌ها شناسایی گردید. پارامترهای مورد نظر این روش مانند گام زمانی و نرخ گرمایش، از مدل‌سازی اجزای محدود بدست آمد. با مقایسه نتایج روش المان محدود عددی و تصویر برداری ترموگرافی تجربی، بهترین زمان ثبت تصاویر مادون قرمز، یک ثانیه پس از پایان گرمایش تعیین شد. نتایج عددی نشان داد که با افزایش توان حرارتی و زمان گرمایش اختلاف دمایی ناحیه دارای آسیب با اطراف آن بیشتر است. همچنین نتایج عددی همخوانی خوبی با نتایج تجربی دارند که می‌تواند قابلیت تشخیص عیب جدایش هسته و پوسته در مواد مرکب ساندویچی تقویت شده با الیاف کربن و هسته فوم را با استفاده از روش ترموگرافی گرمایش مرحله‌ای نشان دهد.

کلمات کلیدی

ترموگرافی، مواد مرکب ساندویچی، جدایش هسته و پوسته، مدل‌سازی اجزای محدود، شناسایی آسیب

برای تشخیص آسیب در مواد مرکب، از روش‌های مخرب و غیرمخرب استفاده می‌شود. روش‌های غیرمخرب در ارزیابی آسیب در مواد مرکب مناسب‌تر هستند [۱]. روش‌های غیرمخرب تشخیص آسیب به دو رویکرد فعال و غیرفعال تقسیم می‌شود. رویکرد فعال نیاز به تحریک خارجی سازه مورد بررسی و تحلیل پاسخ با استفاده از مقادیر ثبت شده توسط حسگرها دارد [۲]. نمونه‌هایی از رویکرد فعال عبارتند از: فراصوت، اشعه ایکس، ارتعاشات و برش‌نگاری. رویکرد غیرفعال به مقادیر ثبت شده توسط حسگر برای تشخیص ورودی‌هایی مانند نیرو، دما و غیره که باعث تغییر در مقادیر حسگر می‌شود، بستگی دارد [۳]. روش نشر آوایی نمونه‌ای از رویکرد غیرفعال است. رویکرد فعال به تجهیزات پیچیده و پردازش سیگنال کمتری برای تشخیص آسیب نیاز دارد، در حالی که رویکرد غیرفعال به پردازش سیگنال بیشتر و تجهیزات پیچیده کمتری نیاز دارد [۴].

روش ترموگرافی مادون قرمز، انرژی مادون قرمز ساطع شده از نمونه را تشخیص می‌دهد. تصاویر حرارتی (توزیع دما) با استفاده از تبدیل انرژی مادون قرمز نشان داده می‌شوند [۵]. دو روش ترموگرافی غیرفعال و ترموگرافی فعال، روش‌های متداول در ترموگرافی هستند. در روش ترموگرافی غیرفعال، آزمایش بر روی نمونه‌ای که دارای دمایی متفاوت از دمای محیط اطراف است، انجام می‌شود. در روش ترموگرافی فعال، گردایان حرارتی در نمونه با استفاده از یک محرک خارجی ایجاد می‌شود [۶]. مثلاً و کارلومانو [۷] روش ترموگرافی مادون قرمز را برای ارزیابی غیرمخرب پلیمرهای تقویت شده با الیاف شیشه قبل و پس از آزمون ضربه استفاده نمودند. در این تحقیق مشخص شد که شروع تولید گرما در یک نقطه با شروع آسیب ضربه مطابقت دارد. همچنین رابطه مستقیمی بین ناحیه آسیب دیده و سطح ضربه وجود دارد. هریزی و همکاران [۸] روش ترموگرافی مادون قرمز غیرفعال را برای مطالعه رشد آسیب در چندلایه‌های مرکب تقویت شده با الیاف شیشه تحت بارگذاری کششی به کار گرفتند. تجزیه و تحلیل تصویر حرارتی معمولی امکان تشخیص آسیب را تنها در سطوح تنش بالا فراهم می‌کند. اما از تحلیل ترمومکانیکی برای توصیف وضعیت آسیب نمونه در هر دو سطح تنش کم و بالا استفاده می‌شود. مونتسانو و همکاران [۹] روش ترموگرافی مادون قرمز را برای شناسایی رابطه بین ترک و کاهش سفتی در مواد مرکب زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف کربن بافته شده استفاده نمودند. در تحقیق آنها، در حالت بارگذاری چرخه‌ای، ترک‌های عرضی ایجاد شد. ترک‌های موضعی در میان بافته‌های مجاور با دیگر ترک‌های رابط و ماتریس در طول فرآیند بارگذاری چرخه‌ای ترکیب شده‌اند. شروع و رشد ترک‌ها منجر به کاهش اولیه سفتی شده و پس از آن به دلیل انتشار ترک‌های رابط موجود، کاهش سفتی ادامه می‌یابد. توپال و همکاران [۱۰] روش ترموگرافی مادون قرمز را برای مطالعه آسیب در کامپوزیت کربن/اپوکسی و در طول چرخه بارگذاری خستگی مورد استفاده قرار دادند. تغییرات دما به دلیل اصطکاک بین الیاف و الیاف/ماتریس، شروع آسیب، اشباع آسیب و در نهایت گسیختگی است. سوریانی و همکاران [۱۱] عیوبی مانند فضاهای خالی، نواحی غنی از رزین، الیاف نامرتب و نواحی الیاف ضعیف را با استفاده از روش ترموگرافی مادون قرمز فعال در مواد مرکب کناف/اپوکسی شناسایی کردند. جان یان و همکاران [۱۲] مواد مرکب کربن/کربن را برای بررسی ترک‌های زیرسطحی با استفاده از روش ترموگرافی مورد بررسی قرار دادند. ترموگرافی پالس گذرا قادر به تشخیص عیوب به قطر ۶ میلی‌متر در عمق ۳ میلی‌متر و قطر ۳ میلی‌متر در عمق ۲ میلی‌متر بود. ترموگرافی قفل نوری برای ارزیابی تأثیر عیوب ساخت، مانند تخلخل در آسیب ناشی از ضربه استفاده می‌شود. مونتینی و فرنی [۱۳] قابلیت تشخیص عیوب زیرسطحی در صفحات چندلایه تقویت شده با الیاف شیشه ضخیم را مورد مطالعه قرار دادند. در تحقیق آنها، عیوب در عمق‌های مختلف، تأثیر نسبت ابعاد و همچنین ارزیابی آسیب ضربه بر روی لایه استفاده شده در بدنه قایق بررسی شد. نتایج نشان داد که دقت تشخیص عیب با افزایش عمق کاهش می‌یابد. روش ترموگرافی مادون قرمز غیرفعال، برای ارزیابی مقاومت بین‌سطحی مواد مرکب تحت بار خمشی نیز استفاده شد. بوکاردی و همکاران [۱۴] مواد مرکب تقویت شده با الیاف شیشه و رزین پلی پروپیلن را مورد آزمایش قرار دادند. اثرات ترموالاستیک، بیشتر در نمونه‌هایی با الیاف شیشه بافته شده مشاهده گردید. آنها نشان دادند که عامل تقویت کننده، بر استحکام بین لایه‌ای تأثیر می‌گذارد. لیسله و همکاران [۱۵] چقرمگی شکست در چندلایه‌های مرکب تک‌جهته کربن/اپوکسی تحت نیروی فشاری با استفاده از روش ترموگرافی مادون قرمز غیرفعال را ارزیابی کردند. اطلاعات بدست آمده توسط این روش برای به بدست آوردن طول و مکان ترک استفاده می‌شود. اردبیلی و همکاران [۱۶] عیوب شامل جدا شدن هسته و پوسته، چسبندگی و شکستگی در هسته لانه زنبوری را با استفاده از روش ترموگرافی در مواد مرکب ساندویچی لانه زنبوری بررسی کردند. اکانایاک و همکاران [۱۷] مقاومت تماس و جریان حرارت جانبی را در تعیین عمق نقص در نظر گرفتند. این روش قادر به اندازه‌گیری

دقیق اطلاعات عمق در طیف وسیعی از ضخامت‌ها بود. ترموگرافی نسبت به روش‌های فراصوت و ارتعاشات سریع‌تر است. این روش می‌تواند عیوب تا عمق کمتر از ۲ میلی‌متر را نیز تشخیص داده و تخمین اندازه آسیب در مواد مرکب تقویت شده با الیاف کربن امکان پذیر است. ژو و همکاران [۱۸] مشخصات شکل و تشخیص عمق عیوب لایه لایه شدن در ساندویچ پنل‌های پلیمری تقویت شده با فیبر کربن را از طریق ترموگرافی لیزری مادون قرمز خطی بررسی کردند. از نظر خصوصیات شکل نقص، روش تصویربرداری اختلاف دما برای مشخص کردن شکل عیوب داخلی پیشنهاد شد. کورداتوس و همکاران [۱۹] برای اندازه گیری حد خستگی مواد مرکب، از ترکیب روش‌های ترموگرافی قفل و نشر آوایی استفاده کردند. در طی بارگذاری دینامیکی، انرژی تلف شده به طور متناسب با افزایش تنش تا ۷۰ درصد استحکام کششی نهایی افزایش می‌یابد. خادمی و همکاران [۲۰] به بررسی روش‌های بازرسی غیرمخرب برای شناسایی و اندازه‌گیری دقیق عیوب در پانل‌های ساندویچی لانه زنبوری پرداختند. نتایج نشان می‌دهد که با استفاده از آزمایش التراسونیک فرکانس بالا، می‌توان عیوبی مانند جدایش هسته و پوسته، اشیاء خارجی و هسته آسیب‌دیده را که اغلب با روش‌های سنتی قابل تشخیص نیستند، شناسایی و حتی ابعاد آنها را کمی‌سازی کرد. نتایج نشان می‌دهد که این روش، به ویژه برای تشخیص عیوب کوچک (در محدوده ۰.۶ تا ۱/۱ میلی‌متر خطا در قطر)، دقت بالایی دارد و می‌تواند به طور مؤثری به حفظ یکپارچگی و کارایی این پانل‌ها در کاربردهای مختلف صنعتی کمک کند. لیو و همکاران [۲۱] آسیب ضربه‌ای با سرعت پایین در کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف کربن با استفاده از ترموگرافی پالسی مبتنی بر روش‌های پس‌پردازش را بررسی کردند. به منظور بهبود کارایی تشخیص آسیب ضربه، توالی‌های تصویر مادون قرمز با اعمال روش‌های مختلف پس‌پردازش تحلیل گردید. نتایج نشان می‌دهد که نسبت سیگنال به نویز به کمک روش‌های پس‌پردازش بهبود یافته‌است.

با توجه به افزایش کاربرد مواد مرکب ساندویچی در سازه‌های مختلف، توانایی شناسایی عیوب با استفاده از روش ترموگرافی در مواد مرکب ساندویچی کمتر مورد مطالعه قرار گرفته است. در این تحقیق با استفاده از روش ترموگرافی گرمایش مرحله‌ای، جدایش هسته و پوسته در مواد مرکب ساندویچی تقویت شده با الیاف کربن و هسته فوم بررسی شده است. ابتدا نمونه‌های مواد مرکب ساندویچی، شامل پوسته‌های ۸ لایه از جنس الیاف کربن/اپوکسی و هسته فوم به روش لایه‌چینی دستی ساخته می‌شود. به منظور ایجاد عیب جدایش در حین فرآیند ساخت، لایه‌های نازک تفلون با ابعاد مختلف، در حین ساخت نمونه‌ها بین هسته و پوسته بالایی، قرار داده خواهد شد. سپس تصاویر ترموگرافی مادون قرمز برای شناسایی و ارزیابی عیوب در نمونه‌های ساخته شده، مورد استفاده قرار خواهند گرفت. با تحلیل تصاویر ثبت شده به وسیله دوربین ترموگرافی، موقعیت و تعداد عیوب و همچنین اختلاف دمای سطح نمونه، در ناحیه دارای آسیب با ناحیه اطراف آن بررسی و تحلیل می‌شوند. همچنین با استفاده از شبیه‌سازی روش اجزای محدود، این فرآیند شبیه‌سازی گردیده و نتایج مقایسه خواهند شد.

۲- روابط حاکم

در این بخش روابط حاکم بر آزمون ترموگرافی مادون قرمز بررسی می‌گردد.

۲-۱- روش کلاسیک

در ترموگرافی پالس بازتابی، سطح نمونه توسط یک تحریک حرارتی کوتاه مدت تحریک می‌شود. هنگامی که انرژی حرارتی خارجی به سطح ماده نفوذ می‌کند، هدایت گرما در امتداد ضخامت منجر به تغییر دما در سطح می‌شود. برای یک نقص در عمق d ، با توجه به معادله انتشار گرما یک بعدی همگن شبیه سازی شده توسط تابع دلتای دیراک، رابطه بین دمای سطح T_d و زمان سرد شدن t را می‌توان با رابطه زیر نشان داد [۲۲]:

$$T_d = \frac{J_0}{\sqrt{\pi \rho C k t}} \left[1 + 2 \sum_{n=1}^{\infty} R^n e^{-\frac{n^2 d^2}{at}} \right] \quad (1)$$

که در آن J_0 انرژی ورودی در سطح است. همچنین ρ ، C و k به ترتیب ضریب انتشار حرارتی، چگالی، ظرفیت گرمایی و ضریب هدایت حرارتی مواد هستند و R ضریب انعکاس حرارتی است. عیوب به صورت گسستگی یا ترک موازی با سطح نمونه در نظر

گرفته می‌شوند و یک پالس دیراک به سادگی به یک جسم نیمه بی‌نهایت اعمال می‌شود. دمای سطح ناحیه سالم با زمان t به صورت زیر بیان می‌شود:

$$T_s(t) = \frac{J_0}{\sqrt{\pi \rho C k t}} \quad (2)$$

اختلاف دما ΔT بین ناحیه دارای آسیب و ناحیه بدون آسیب به عنوان اختلاف بین معادلات (۱) و (۲) به شکل زیر تعریف می‌شود:

$$\Delta T(t) = T_d - T_s = \frac{2J_0}{\sqrt{\pi \rho C k t}} \sum_{n=1}^{\infty} R^n e^{-\frac{n^2 d^2}{\alpha t}} \quad (3)$$

در رابطه فوق، ΔT تابعی از زمان و مشتق‌پذیر است. از آنجا که وجود آسیب در سازه مانع هدایت گرمایی و سبب افزایش اختلاف دما می‌گردد. بنابراین مدت زمان، t_m ، در محاسبه عمق عیب به صورت رابطه زیر خواهد بود [۲۳، ۲۴]:

$$t_m = \frac{d^2}{2.71\alpha} \quad (4)$$

معادله (۴) با تعیین زمان شیب بیشینه، میانگینی را در برآورد عمق نقص ارائه می‌کند. باید توجه داشت که این معادله ساده بوده و هیچ عبارتی در رابطه با اندازه نقص یا ضخامت نمونه در نظر گرفته نمی‌شود. بنابراین نقص در عمق یکسان با اندازه‌های مختلف یا در نمونه‌هایی با ضخامت‌های مختلف، زمان‌های یکسان را نشان می‌دهد.

۲-۲- روش اصلاح شده کلاسیک

از آنجایی که رسانش حرارتی نه تنها در جهت ضخامت، بلکه در جهت جانبی نمونه نیز رخ می‌دهد، دمای سطح ثبت شده توسط دوربین مادون قرمز بر این اساس تحت تاثیر خواص جانبی سازه نیز قرار می‌گیرد. در یک مطالعه [۲۴]، دمای $T(t)$ در سطح و در مرکز یک نقص با در نظر گرفتن مدت زمان پالس گرمایش به صورت زیر ارائه شده‌است:

$$T(t) = \int_0^{t_p} \frac{W}{\sqrt{\pi \rho c k (t + \tau)}} \left\{ 1 + 2 \sum_{n=1}^{\infty} e^{-\frac{n^2 d^2}{\alpha(t+\tau)}} \right\} \left(1 - e^{-\frac{(D/2)^2}{4\alpha(t+\tau)}} \right) d\tau \quad (5)$$

که در آن t_p مدت زمان پالس گرمایش و D طول ناحیه آسیب است و یک عبارت اضافه شده‌است که برای انتشار جانبی از مرکز عیب به لبه خنک کننده عیب در نظر گرفته شده‌است. این معادله هدایت حرارتی را در جهت ضخامت و همچنین جهت جانبی در نظر می‌گیرد. در نتیجه، اگر ضخامت نمونه برابر l در نظر گرفته شود، اختلاف دما ΔT بین ناحیه دارای نقص و ناحیه اطراف آن به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\Delta T(t) = \int_0^{t_p} \frac{2W}{\sqrt{\pi \rho c k (t + \tau)}} \left\{ \sum_{n=1}^{\infty} e^{-n^2 W_d} - \sum_{n=1}^{\infty} e^{-n^2 W_l} \right\} \left(1 - e^{-\frac{(D/2)^2}{4\alpha(t+\tau)}} \right) d\tau \quad (6)$$

که در این رابطه $W_l = \frac{l^2}{\alpha(t+\tau)}$ و $W_d = \frac{d^2}{\alpha(t+\tau)}$ است. همانطور که در معادله (۶) نشان داده شده‌است، اختلاف دما ΔT علاوه بر عمق نقص به طور بالقوه تحت تأثیر اندازه نقص و ضخامت نمونه است.

۳- محدودیت‌ها و فرضیات

یکی از ملاحظات مهم در بکارگیری روش ترموگرافی مادون قرمز برای بازرسی‌های غیرمخرب، محدودیت‌های ذاتی این روش در تشخیص عیوب بسیار کوچک و در عمق‌های عمیق‌تر است. به دلیل پدیده‌های پراکندگی حرارتی در ماده و کاهش اختلاف حرارتی با افزایش عمق و کاهش ابعاد عیب، دقت تشخیص در این شرایط به طور قابل توجهی کاهش می‌یابد. همچنین، عوامل محیطی و ویژگی‌های ماده می‌توانند بر قابلیت اطمینان نتایج تأثیرگذار باشند. این عوامل که به عنوان فرضیات در این مطالعه در نظر گرفته شده‌اند، شامل موارد زیر می‌باشند:

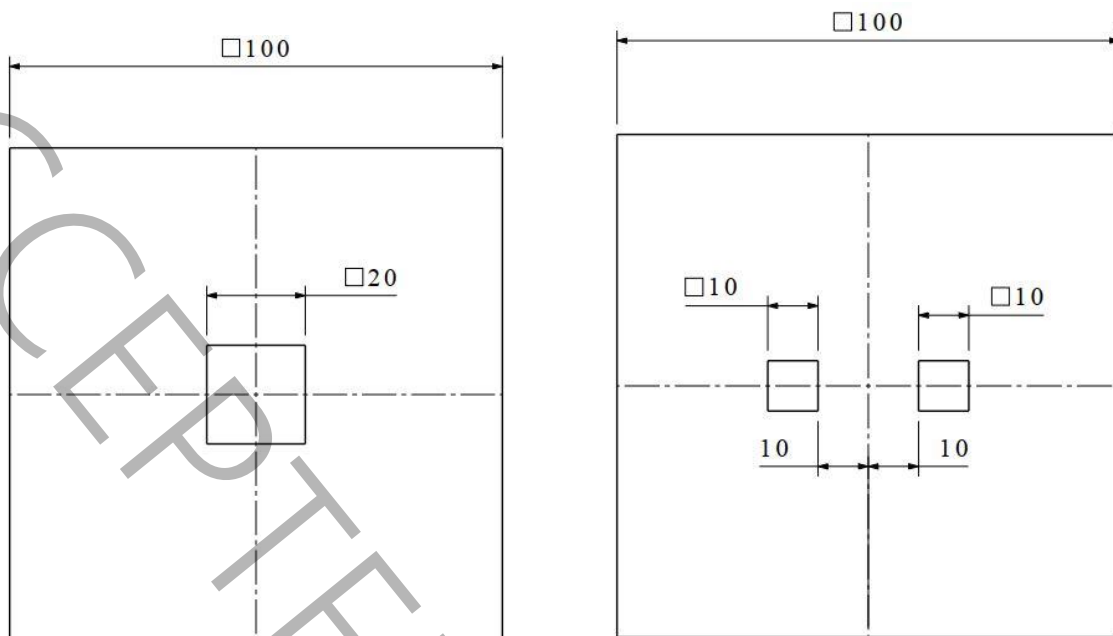
- ۱- تأثیر پارامترهای محیطی: نوسانات دمای محیط و سطوح رطوبت بالا می‌توانند توزیع دمای اولیه نمونه را تغییر داده و خوانش‌های حرارتی نادرست ایجاد کنند.
- ۲- خواص حرارتی ماده: هدایت حرارتی بالا، ظرفیت حرارتی و چگالی ماده، بر سرعت انتشار حرارت و در نتیجه، محو شدن سیگنال حرارتی عیوب تأثیر می‌گذارد.
- ۳- وضعیت سطح نمونه: تفاوت در گسیلندگی سطح یا وجود ناهمواری‌ها می‌تواند منجر به ثبت دماهای کاذب شوند.
- ۴- نحوه تحریک حرارتی: نوع، توان و مدت زمان اعمال منبع حرارتی نقش حیاتی در ایجاد کنتراست حرارتی کافی برای تشخیص عیوب، به خصوص عیوب کوچک و عمیق، ایفا می‌کند.
- ۵- حساسیت به جریان‌های هوایی: جریان‌های همرفتی ناخواسته می‌توانند سیگنال حرارتی سطحی را مختل کرده و دقت اندازه‌گیری را کاهش دهند.

۴- شبیه‌سازی اجزای محدود

بسیاری از محققین سعی در حل مسئله انتقال حرارت (رسانایی و تشعشع) در مواد کامپوزیتی داشته‌اند. به‌عنوان مثال، انتقال حرارت در مواد کامپوزیتی چند لایه ناهمسانگرد برای برخی موارد محدود بدون در نظر گرفتن وجود عیب در نمونه مورد بررسی قرار گرفته‌است [۲۵]. روش‌های مورد استفاده قرار گرفته اخیر در مورد اندازه عیب و تخمین عمق، معمولاً برای مواد همسانگرد و برای فرض رسانایی حرارتی یک بعدی است، ولی در بیشتر موارد، عیوب بیش از یک بعد دارند و سایر روش‌های انتقال حرارت نیز بسیار تأثیر گذارند. مدل‌های ساختاری رسانش گرما یک بعدی ساده برای کمک به پیش‌بینی دقیق رسانش گرما در مورد عیوب، فاقد صلاحیت هستند، بنابراین تخمین واقعی اندازه و عمق نقص اغلب دقیق نیست. بنابراین در این مطالعه، مدل‌سازی المان محدود برای شبیه‌سازی پدیده انتقال حرارت در داخل ساندویچ‌های چندلایه کربن/اپوکسی و هسته فوم با عیوب تعبیه‌شده، به‌صورت سه‌بعدی مورد استفاده قرار گرفت. برای این منظور از نرم افزار تجاری آباکوس برای شبیه‌سازی چندلایه مرکب ساندویچی استفاده شد. عیوب در مدل های المان محدود با استفاده از لایه‌های مختلف تفلون شبیه‌سازی شده‌است. رابطه اصلی شناخته شده انتقال حرارت توسط رسانش برای یک ماده همسانگرد با معادله فوریه به صورت زیر مشخص شده‌است [۲۶]:

$$Q_n = \frac{q_n}{A} = -k_{ij} \times \frac{\partial T}{\partial t} \quad (7)$$

که در آن q_n نرخ جریان گرما در واحد سطح با بردار نرمال به جهت n است، Q_n نرخ جریان گرما در سراسر سطح است. ساندویچ پانل کامپوزیتی شامل دو رویه با ۸ لایه از جنس کربن/اپوکسی با چیدمان $[0/90]_4$ و هسته از جنس فوم با ابعاد 100×100 میلیمتر و ضخامت کلی $13/5$ میلیمتر در نرم افزار اجزای محدود آباکوس به منظور شبیه‌سازی آزمون ترموگرافی مدل‌سازی شده‌اند. عیوب با ابعاد مشخص شده در شکل ۱ بین پوسته و هسته و از جنس تفلون قرار داده شده‌اند.



شکل ۱. تصویر شماتیک موقعیت قرارگیری عیوب

Fig. 1. Schematic image of the location of defects

خواص فیزیکی و حرارتی چندلایه مرکب کربن/اپوکسی و تفلون و هسته فوم در جدول ۱ آمده است.

جدول ۱: خواص فیزیکی و حرارتی مواد مورد استفاده در شبیه سازی

Table 1. Physical and thermal properties of materials used in simulation

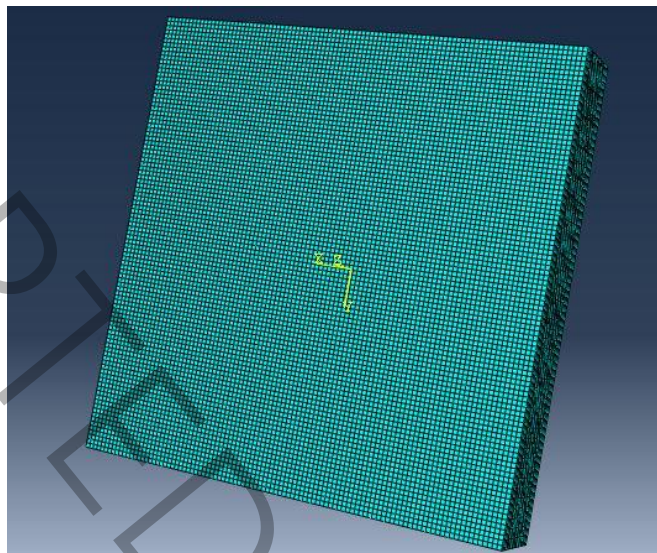
نام ماده	ضریب هدایت حرارتی (W/m.K)	ظرفیت گرمایی ویژه (J/Kg.K)	چگالی (Kg/m ³)
چندلایه مرکب کربن/اپوکسی	۷	۸۵۰	۱۵۵۰
هسته فوم	۰/۰۳	۱۵۴۰	۶۰
تفلون	۰/۲۵	۱۱۷۲	۲۱۷۰

شرایط مرزی در نظر گرفته شده برای این مدل به صورت شار حرارتی برای سطح رویه و سایر سطوح ایزوله است. همچنین شرایط اولیه به صورت دمای محیطی زیر تعریف شده است:

$$T(x, y, z, t = 0) = T_{am} \quad (۸)$$

برای مشبندی مدل هندسی ارائه شده، از روش سه بعدی استفاده شده است. در مدل اجزای محدود برای هر سه جسم چندلایه مواد مرکب، هسته فوم و عیوب صفحه‌ای از جنس تفلون، از المان DC3D8 که یک المان جامد سه بعدی انتقال حرارت چهار وجهی درجه اول ۸ گره است، استفاده گردید. هریک از سطوح بالایی و پایینی، هسته میانی و عیوب، به صورت یک جسم جداگانه مدل سازی

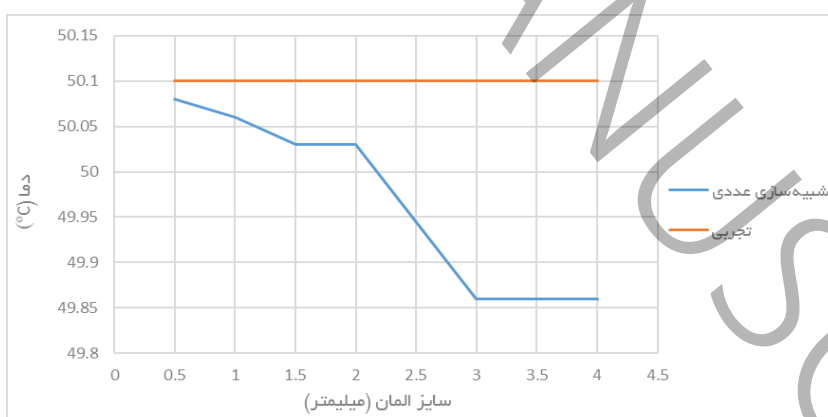
گردید و در محیط مونتاژ^۱ و در موقعیت مناسب کنار یکدیگر قرارداده شد. تصویر مش‌بندی شده المان محدود ساندویچ پانل در شکل ۲ نشان داده شده است. در محیط گام^۲ انتقال حرارت گذرا^۳ تعریف گردید. در محیط بارگذاری^۴ شار حرارتی^۵ روی سطح بالایی در نظر گرفته شد.



شکل ۲ تصویر شبکه‌بندی شده المان محدود ساندویچ پانل و عیوب صفحه‌ای

Fig. 2. Finite element meshing of sandwich panels and plane defects

به منظور بررسی همگرایی نتایج تحلیل اجزای محدود، اندازه المان‌ها از ۴ میلی‌متر تا ۰/۵ میلی‌متر در نظر گرفته شد و نتایج حاصل با نتایج آزمون تجربی مقایسه گردید که در شکل ۳ نشان داده شده است. با توجه به نتایج همگرایی برای شبیه‌سازی اجزای محدود اندازه المان‌ها ۰/۵ میلی‌متر مناسب است.



شکل ۳ نتایج همگرایی تحلیل اجزای محدود

Fig. 3. Finite Element Analysis Convergence Results

¹ Assembly

² Step

³ Transient Heat Transfer

⁴ Load

⁵ Surface Heat Flux

۵- ساخت نمونه آزمایشی و تجهیزات آزمون

نمونه‌های مواد مرکب ساندویچی کربن/اپوکسی به روش لایه‌چینی دستی و در یک مرحله ساخته شد. هسته از جنس فوم ایرکس^۱ با ضخامت ۱۰ میلیمتر بین چندلایه مرکب بالایی و پایینی قرار داده شد. رزین اپوکسی هانتسمن^۲ و الیاف کربنی تک جهت ۲۰۰ گرمی برای تولید نمونه‌ها استفاده شد. چیدمان لایه‌های مواد مرکب به صورت $[0/90]_4$ است. برای پخت نمونه‌های ساندویچی مطابق دستورالعمل، رزین ابتدا ۲۴ ساعت در دمای محیط و سپس ۶ ساعت در کوره و در دمای ۶۰ درجه سانتی‌گراد پخت شدند. نمونه‌ها پس از پخت، با ابعاد 100×100 میلیمتر برش داده شدند. جدایش بین هسته و رویه با قرار دادن لایه نازک تفلون به ضخامت ۱۵ میکرون، در طول فرآیند ساخت ایجاد شد. عیوب به صورت تکی و با ابعاد 20×20 میلیمتر و به صورت دو عیب با ابعاد 10×10 میلیمتر و با فاصله ۲۰ میلیمتر از یکدیگر در نظر گرفته شده است. برای شماره‌گذاری نمونه‌ها ابتدا تعداد عیوب سپس حرف D به عنوان مخفف آسیب و سپس ابعاد عیوب قرار گرفته است. به عنوان مثال نمونه دارای دو عیب با ابعاد ۱۰ میلیمتر با شماره $2D10$ مشخص شده است.

تجهیزات آزمایش برای ترموگرافی گرمایش مرحله‌ای شامل یک منبع گرمایی و یک سیستم تصویربرداری مادون قرمز است که در شکل ۴ نشان داده شده است. این آزمون در آزمایشگاه کامپوزیت و نانوکامپوزیت دانشگاه کاشان صورت پذیرفت. جمع آوری داده‌های ترموگرافی با استفاده از دوربین مادون قرمز ساخت شرکت فلیر انجام شده است. این دوربین دارای آشکارساز میکروبولومتر با درجه تفکیک 160×120 پیکسل است. همچنین این دوربین در باند طیفی ۸ تا ۱۴ میلیمتر کار می‌کند و حساسیت $0/08$ درجه سانتیگراد با دقت ۲ درصد و فرکانس نمونه‌برداری ۹ هرتز دارد. دو عدد لامپ هالوژن با توان یک کیلووات برای هر کدام، به عنوان منبع گرمایش استفاده شد. توان جذب شده لامپ‌های هالوژن و زمان بهینه گرمایش از تحلیل اجزای محدود بدست آمده است.



شکل ۴ تجهیزات تصویربرداری مادون قرمز

Fig. 4. Infrared imaging equipment

¹ AIREX C70.75

² Huntsman LY 5052

۶- نتایج و بحث

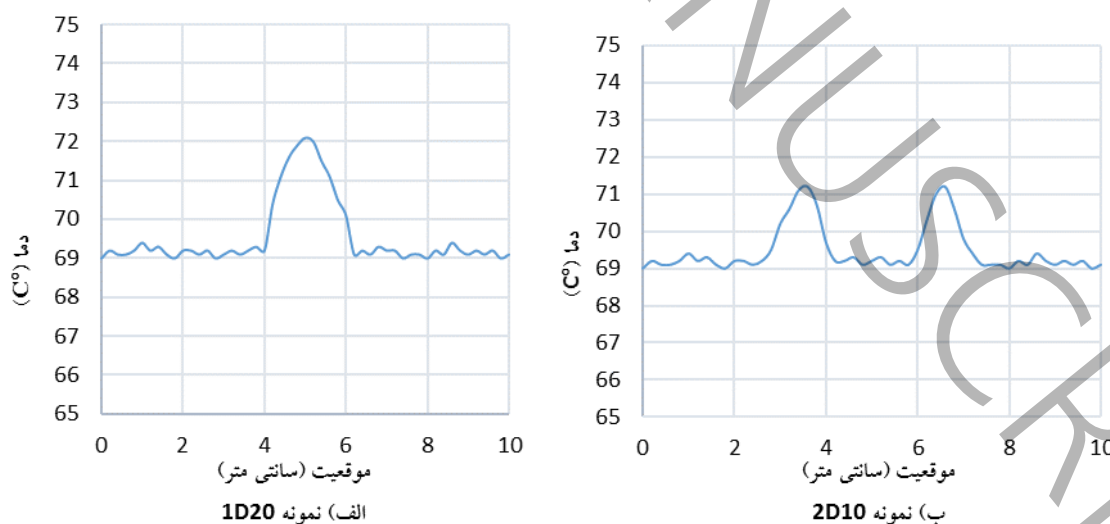
نتایج تحلیل اجزای محدود نمونه‌ها، شامل پارامترهای آزمون ترموگرافی، مانند توان حرارتی لامپ‌های هالوژن، بهترین زمان عکس برداری و همچنین اختلاف دمایی بین نقاط دارای آسیب و بدون آسیب، در جدول ۲ نشان داده شده است. این نتایج، بهترین زمان تصویر برداری، به منظور داشتن بالاترین اختلاف دمایی قابل اندازه‌گیری را مشخص می‌کند.

جدول ۲: پارامترهای آزمون ترموگرافی مادون قرمز

Table 2. Infrared Thermography Test Parameter

شماره نمونه	توان حرارتی (W)	بهترین زمان تصویربرداری (s)	اختلاف دما (°C)
1D20	۱۰۰۰	۶۵	۰/۶
	۱۵۰۰	۴۸	۱/۷
	۲۰۰۰	۳۴	۲/۹
2D10	۱۰۰۰	۵۸	۰/۴
	۱۵۰۰	۳۹	۱/۲
	۲۰۰۰	۲۸	۲/۱

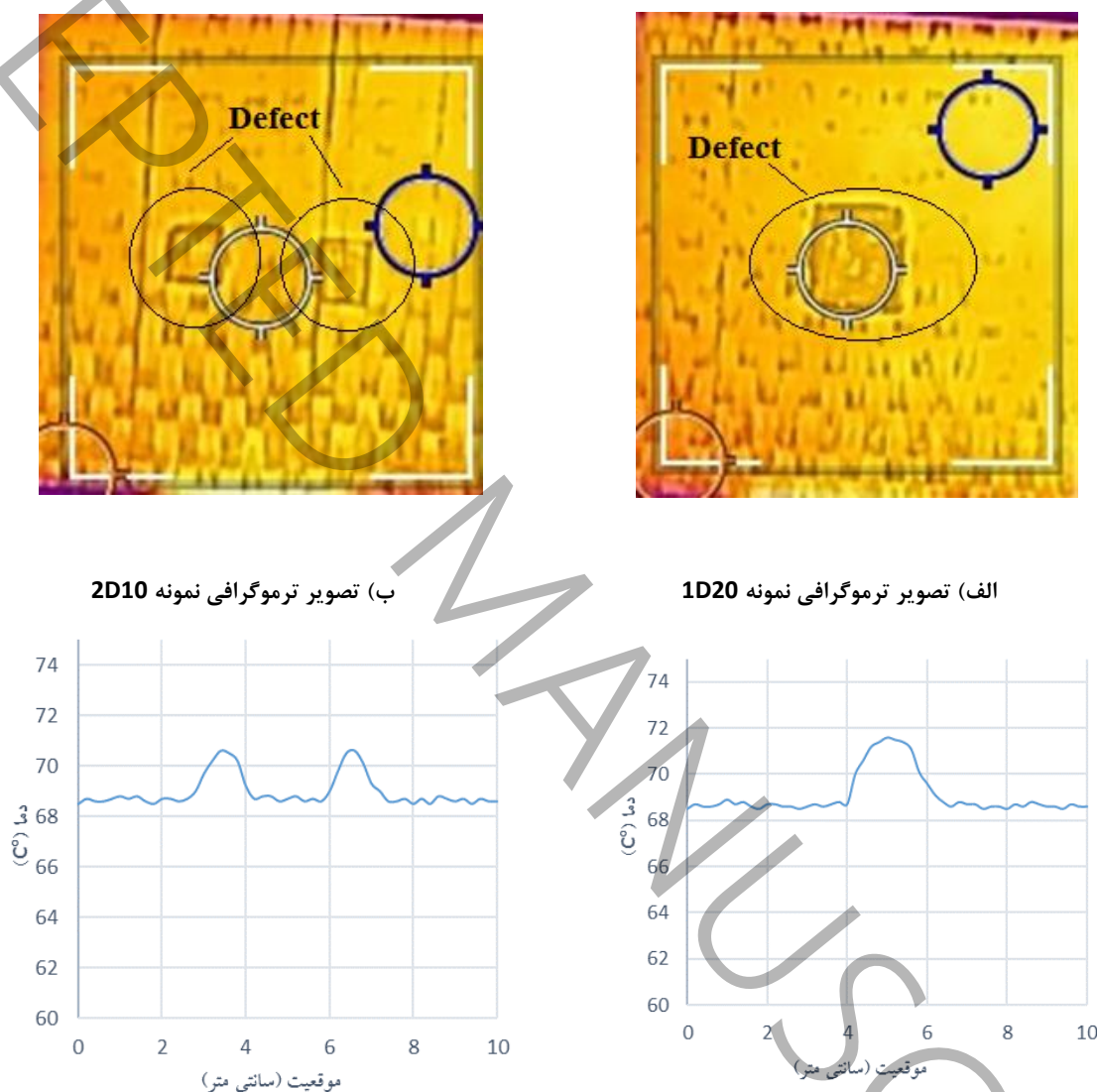
همانطور که در جدول ۲ مشخص شده است با افزایش توان حرارتی، بهترین زمان تصویربرداری کاهش و اختلاف دمایی ناحیه سالم و ناحیه دارای آسیب جدایش افزایش یافته است. تغییرات دمایی سطح رویه در امتداد خط گذرنده از مرکز عیوب نمونه‌ها در شبیه سازی اجزای محدود، در توان حرارتی ۲۰۰۰ وات و زمان ۳۰ ثانیه در شکل ۵ نشان داده شده است. همانطور که نتایج بدست آمده نشان می‌دهد، با افزایش توان حرارتی، اختلاف دمای بین ناحیه سالم و مرکز عیوب افزایش یافته است.



شکل ۵ نتایج عددی تغییرات دمایی سطح رویه در امتداد خط گذرنده از مرکز عیوب نمونه‌ها

Fig. 5. Numerical results of surface temperature changes along the line passing through the center of the defects of the samples

تصاویر آزمون ترموگرافی مادون قرمز گرمایش مرحله‌ای، شامل ۳۰ ثانیه گرمایش نمونه‌ها با حداکثر توان حرارتی، در شکل ۶ نشان داده شده است. این آزمون در دمای محیط ۲۴ درجه سانتیگراد و رطوبت ۱۳ درصد انجام پذیرفت. به منظور کاهش اثر عوامل محیطی بر کیفیت تصاویر، محیط آزمون به صورت کامل تاریک گردید تا بازتاب نورهای محیطی حذف گردد. همانطور که در شکل مشاهده می‌شود، در هر دو نمونه، جدایش هسته و پوسته به خوبی قابل مشاهده است. برای تحلیل تصاویر ترموگرافی از نرم‌افزار فلیر ریسرچ استودیو^۱ استفاده شده است. نتایج استخراج شده از نرم‌افزار بر روی خط گذرنده از مرکز عیوب در سطح رویه نمونه‌ها در شکل ۶ نشان داده شده است.



شکل ۶ نتایج آزمون ترموگرافی و منحنی تغییرات دمایی بر روی خط گذرنده از مرکز عیوب در سطح رویه نمونه‌ها

Fig. 6. Thermographic test results and temperature change curve on the line passing through the center of the defects on the surface of the samples

¹ FLIR Research Studio

مقایسه نتایج شبیه‌سازی انجام شده با نتایج آزمون ترموگرافی مادون قرمز گرمایش مرحله‌ای در جدول ۳ آمده است. در این جدول اختلاف دمای اندازه‌گیری شده در زمان‌های مشخص به کمک شبیه‌سازی اجزای محدود و همچنین نتایج به دست آمده در آزمون تجربی ترموگرافی به کمک تحلیل تصاویر ثبت شده، نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، نتایج آزمون ترموگرافی با نتایج شبیه‌سازی مطابقت خوبی دارد.

جدول ۳: مقایسه نتایج شبیه‌سازی انجام شده با نتایج آزمون ترموگرافی مادون قرمز گرمایش مرحله‌ای

Table 3. Comparison of simulation results with step heating infrared thermography test results

شماره نمونه	زمان گرمایش (s)	اختلاف دما (°C)		درصد خطا
		روش عددی	روش تجربی	
1D20	۱۰	۱/۳	۱/۱	۱۸
	۲۰	۲/۰	۱/۸	۱۱
	۳۰	۲/۷	۲/۵	۸
2D10	۱۰	۱/۰	۰/۸	۲۵
	۲۰	۱/۵	۱/۳	۱۵
	۳۰	۱/۹	۱/۷	۱۲

منابع خطا شامل انتقال حرارت های تشعشعی و جابجایی در نمونه‌ها، اتلاف توان حرارتی در لامپ‌های هالوژن، تأثیر عوامل محیطی مانند دما و رطوبت، جریان‌های هوای ناخواسته و همچنین عواملی مانند صافی و یکنواختی سطح نمونه، ضریب گسیلندگی^۱ و سایر عوامل محیطی است. با افزایش زمان و یکنواخت شدن انتشار حرارتی در نمونه، این خطاها کاهش یافته و نتایج دقیق‌تری حاصل می‌گردد. نکته مهم در توانایی تشخیص عیوب در هر دو نمونه دارای جدایش هسته و پوسته به کمک روش ترموگرافی مادون قرمز پالسی بوده که به کمک شبیه‌سازی بهترین زمان برای تصویربرداری محاسبه شده است.

۷- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، از روش ترموگرافی مادون قرمز گرمایش مرحله‌ای برای ارزیابی جدایش هسته و پوسته در کامپوزیت‌های ساندویچی کربن/اپوکسی با هسته فوم استفاده شد که نتایج زیر بدست آمد:

- روش ترموگرافی مادون قرمز گرمایش مرحله‌ای به خوبی جدایش هسته و پوسته را که در فرآیند ساخت درون نمونه‌ها قرار داده شده بود، شناسایی کرد.
- تحلیل تصاویر ثبت شده مادون قرمز، تعداد و موقعیت قرارگیری عیوب را به صورت اختلاف دما بین ناحیه دارای عیب با نواحی اطراف آن به خوبی نشان داد.
- از روش اجزای محدود برای شبیه‌سازی روش ترموگرافی مادون قرمز گرمایش مرحله‌ای به منظور بررسی تأثیر پارامترهای مختلف بر نتایج و مقایسه آنها استفاده گردید.
- تجزیه و تحلیل نتایج روش اجزای محدود برای بررسی پارامترهای آزمایش مانند توان گرمایشی و زمان تصویربرداری مادون قرمز استفاده گردید تا بهترین زمان تصویربرداری استخراج گردد.
- نتایج تجربی بدست آمده با نتایج تحلیل اجزای محدود مقایسه گردید که همخوانی خوبی با یکدیگر دارند.

¹ Emissivity

- این نتایج می‌تواند به تعمیم روش یاد شده برای شناسایی جدایش هسته و پوسته در مواد کامپوزیتی ساندویچی پایه پلیمری با هسته فوم کمک کند.

۸- فهرست علائم

علائم انگلیسی

c	ظرفیت گرمایی، m^2
D	طول ناحیه آسیب جدایش بین هسته و پوسته، m
J_0	انرژی اولیه، J
k	ضریب هدایت حرارتی، w/mk
Q_n	نرخ جریان گرما در واحد سطح، J/m^2
R	ضریب انعکاس حرارتی،
T_d	دمای سطح نمونه، $^{\circ}C$
t_p	مدت زمان پالس، s

علائم یونانی

ρ	چگالی، kg/m^3
α	ضریب انتشار حرارتی، m^2/s

زیرنویس

d	آسیب
s	سطح
p	پالس

۹- منابع و مراجع

- [1] S. M. Senthilkumar, T. G., and Manikanta, R, Nondestructive health monitoring techniques for composite materials: A reviews, *Polymers and Polymer Composites*, 295 (2020) 528-540.
- [2] W.J. Staszewski, Mahzan, S., and Traynor, R, Health monitoring of aerospace composite structures—active and passive approach, *Composites Science and Technology*, 69 (2009) 1678–1685.
- [3] W.J. Staszewski, and Boller, C., , Aircraft structural health and usage monitoring, Tomlinson GR Health monitoring of aero- space structures: smart sensor technologies and signal processing, (2003) 29-73.
- [4] Y.J. Yan, Cheng, L., and Wu, Z, Development in vibration-based structural damage detection technique., *Mechanical Systems and Signal Processing*, 21 (2007) 2198–2211.
- [5] R. Usamentiaga, Venegas, P., and Guerediaga, J, Infrared thermography for temperature measurement, *Sens-Basel*, 14 (2014) 1305–1348.
- [6] B. Wiecek, Review on thermal image processing for passive and active thermography, in: *Proceedings of the annual international conference of the IEEE engineering in medicine and biology*, Shanghai, China, 2005.
- [7] C. Meola, and Carlomagno, G. M., Impact damage in GFRP: new insights with infrared thermography, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 41 (2010) 1839–1847.
- [8] W. Harizi, Chaki, S., and Bourse, G, Mechanical damage assessment of glass fiber-reinforced polymer composites using passive infrared thermography, *Composites Part B: Engineering*, 59 (2014) 74-79.

- [9] J. Montesano, Bougherara, H., and Fawaz, Z, Application of infrared thermography for the characterization of damage in braided carbon fiber reinforced polymer matrix composites, *Composites Part B: Engineering*, 60 (2014) 137–143.
- [10] Toubal L, Damage evolution and infrared thermography in woven composite laminates under fatigue loading, *International Journal of Fatigue*, 28 (2006) 1867–1872.
- [11] M.J. Suriani, Ali, A., and Khalina, A, Detection of defects in kenaf/epoxy using infrared thermal imaging technique, *Chemistry Proceedings*, 4 (2012) 172–178.
- [12] L. Junyan, Liqiang, L., and Yang, W, Experimental study on active infrared thermography as a NDI tool for carbon-carbon composites, *Composites Part B: Engineering*, 45 (2013) 138–147.
- [13] R. Montanini, and Freni, F, Non-destructive evaluation of thick glass fiber-reinforced composites by means of optically excited lock-in thermography, *composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 43 (2012) 2075–2082.
- [14] S. Boccardi, Carlomagno, G. M., and Meola, C., Infrared thermography to evaluate thermoplastic composites under bending load, *Composite Structures*, 134 (2015) 900–904.
- [15] T. Lisle, Bouvet, C., and Hongkarnjanakul, N., Measure of fracture toughness of compressive fiber failure in composite structures using infrared thermography, *Composites Science and Technology*, 112 (2015) 22–33.
- [16] A. Ardebili, Kaveh, A., Alaei, M. H., Eskandari Jam, J., and Jafari, M, Health monitoring of the composite honeycomb insulation panels using thermographic image processing, *Nondestructive Testing and Evaluation*, 58 (2024) 1–19.
- [17] Ekanayake S, Composites depth determination of defects in CFRP-structures using lock-in thermography, *Composites Part B: Engineering* 147 (2018) 128–134.
- [18] G. Zhou, Zhang, Z., Yin, W., Chen, H., Wang, L., Wang, D., and Ma, H, Characterization and depth detection of internal delamination defects in CFRP based on line laser scanning infrared thermography, *Structural Health Monitoring*, 23(5) (2024) 3195–3210.
- [19] E.Z. Kordatos, Dassios, K. G., and Aggelis, D. G, Rapid evaluation of the fatigue limit in composites using infrared lock-in thermography and acoustic emission, *Mechanics Research Communication*, 54 (2013) 14–20.
- [20] M. Khademi, D.P. Pulipati, D.A. Jack, Nondestructive Inspection and Quantification of Select Interface Defects in Honeycomb Sandwich Panels, *Materials*, 17(11) (2024) 2772.
- [21] G. Liu, W. Gao, W. Liu, Y. Wei, X. Zou, W. Bai, P. Chen, Low-velocity impact damage detection in CFRP composites by applying long pulsed thermography based on post-processing techniques, *Nondestructive Testing and Evaluation*, 39 (2023) 1–14.
- [22] C. Xu, Xie, J., Huang, W., Chen, G., Gong, X, Improving defect visibility in square pulse thermography of metallic components using correlation analysis, *Mechanical Systems Signal Process*, 103 (2018) 73–162.
- [23] W. Yanjie, Shuiqiang, Z., Yongjian, L., Li, D., Dongsheng, Z, Accurate depth determination of defects in composite materials using pulsed thermography, *Composite Structures*, 267 (2021) 1–9.
- [24] Z. Zeng, Li, C., Tao, N., Feng, L., Zhang, C, Depth prediction of non-air interface defect using pulsed thermography., *NDT & E International*, 48 (2018) 39–45.
- [25] M.M. Shokrieh, and Abdolvand, H. R, Three-dimensional thermo-dynamical modeling of fire effect on polymer matrix composites, considering variation of thermal properties., *Journal of Composite Materials*, 45(19) (2009) 1953–1965.
- [26] K. Ghadermazi, Khozeimeh, M. A., Taheri-Behrooz, F., and Safizadeh, M. S, Delamination detection in glass-epoxy composites using step-phase thermography (SPT), *Infrared Physics & Technology*, 72 (2015) 204–209.

Detection and evaluation of core and face de-bonding in sandwich composite reinforced with carbon fibers using Pulsed heating infrared thermography method

Hamid Pourbafrani^a, Abolfazl Azimi^a, Ahmad-Reza Ghasemi^{a1}, Behzad Moslemi-Abyaneh^a

^a Composite and Nanocomposite Research Laboratory, Faculty of Mechanical Engineering, University of Kashan, Kashan, Iran

ABSTRACT

The de-bonding of core and face is one of the most important defects created in sandwich composite materials during their manufacture and operation. In this study, the pulsed step heating thermography method was used to identify and evaluate core and face de-bonding in carbon fiber reinforced sandwich composites with foam core. For this purpose, the de-bonding defects between the core and the face implemented in the samples during the manufacturing process. Then, using the pulsed step heating infrared thermography method, the location and number of these defects in the samples were identified. The desired parameters of this method, such as time step and heating rate, were obtained from the finite element modeling. By comparing numerical and experimental thermographic imaging results, the best time to record infrared images is predicted to be one second after the end of heating. Numerical results showed that with increasing thermal power and heating time, the temperature difference between the damaged area and its surroundings increased. Also, the numerical results were in good agreement with the experimental results, which can demonstrate the ability to detect the core and the face de-bonding defect in sandwich composite materials reinforced with carbon fibers and foam core using the pulsed heating thermography method.

KEYWORDS

Thermography, Sandwich panels, De-bonding of core and face, Finite element modeling, Damage detection.

¹ Corresponding Author: Email: Gasemi@Kashanu.ac.ir