

مروری بر شناسایی غیرمخرب عیوب در مواد مرکب پایه پلیمری تقویت شده با الیاف

سهیل میرزا احمدی^۱، داود اکبری^{۲*}

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

۲- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

* daakbari@modares.ac.ir

چکیده

محدودیت‌هایی نظیر عدم قابلیت بازرسی مواد مرکب در روش‌های معمول و سنتی آزمون غیرمخرب، سبب توسعه روش‌های نوینی چون روش حرارت نگاری و برشنگاری دیجیتال در سالیان اخیر شده که امکان بازرسی عیوب را بدون تماس با نمونه از جنس ماده مرکب و بصورت تمام میدانی را میسر ساخته است. در این مقاله روش‌های نوین آزمون غیر مخرب به همراه روش‌های سنتی انجام شده در پژوهش‌های پیشین مورد بررسی قرار گرفته و به ویژگی اساسی روش‌های نوین در اندازه‌گیری غیر تماسی عیوب اشاره شده است. نتایج نشان دهنده این است که در روش برشنگاری شرایط و میزان بارگذاری، نوع عیب، اندازه برش و جنس ماده مورد بازرسی در تخمین اندازه و عمق عیب تاثیر دارند. همچنین در روش حرارت نگاری اختلاف فاز بین نواحی سالم و معیوب با افزایش فرکانس تحریک حرارتی تا حد معینی افزایش می‌یابد و از این آنالیز جهت تعیین بهینه فرکانس برای شناسایی عیوب استفاده می‌شود. از اختلاف فاز امواج می‌توان برای تعیین عمق عیوب استفاده نمود. علاوه بر این، بدلیل ماهیت غیر تماسی و غیر مستقیم روش‌های مذکور، اندازه‌گیری عیوب، تعیین صحیح نوع، اندازه، عمق و موقعیت عیوب همواره با درصدی خطا همراه بوده است. در نتیجه استفاده از روش سریع و موثر حرارت نگاری مادون قرمز در تعیین نتایج آزمون شکست نمونه‌ها و روش ترموگرافی سونیک جهت ارزیابی شبه کمی عیوب ناشی از ضربه و تلفیق دو روش حرارت نگاری مادون قرمز و برشنگاری جهت بازرسی جامع قطعات از جنس ماده مرکب به جای روش‌های سنتی چون آزمون فراصوتی پیشنهاد شده است.

واژگان کلیدی: ماده مرکب پایه پلیمری تقویت شده با الیاف، آزمون غیر مخرب، برشنگاری، حرارت نگاری، ترموگرافی سونیک

۱- مقدمه

استفاده از کوپلانتبه کار گرفته شده در روش فراصوتی؛ جامعه‌ی بازرسی غیرمخرب به ابداع روش‌های متنوع و بدون تماس با سطح قطعه پرداختند که از آن جمله می‌توان به روش ترموگرافی نوری بر پایه ساطع شدن اشعه مادون قرمز از سطح قطعه و استفاده از روش برشنگاری دیجیتال اشاره کرد [۶-۱۲]. هدف از این مطالعه؛ اثبات احتمال استفاده از روش‌های حرارتی غیرمخرب به‌همراه روش برشنگاری دیجیتال برای شناسایی ترک‌ها و ناپیوستگی‌ها در نمونه ساخته شده آزمایشگاهی و نمونه بکارگرفته شده واقعی با در نظر گرفتن آسیب پذیری قطعات تحت عیوبی چون؛ جدایش بین لایه‌ای قطعات هواپیمایی می‌باشد. بطور خاص؛ بکارگیری روش‌های جدید بسیار مناسب برای بازرسی در حین سرویس دهی قطعاتی چون بال هواپیما و بدنه هواپیما و عیوب موجود در سطح بیرونی آن‌ها می‌باشد. در انتها به مقایسه روش سنتی فراصوتی در شناسایی عیوب با روش‌های اخیر پرداخته می‌شود.

مواد مرکب بطور فزاینده‌ای در صنایع هواپیمایی، نیروی دریایی و خودروسازی با توجه به سفتی و استحکام مخصوص بالا مورد استفاده قرار می‌گیرد. بطور ویژه؛ در صنایع هوایی افزایش وزن باعث کاهش عملکرد سیستم می‌شود. یکی از ویژگی‌های منحصر به فرد مواد مرکب قابلیت جذب انرژی بالا می‌باشد که پروازی با امنیت برای مسافران و نظامیان فراهم می‌کند. خواص مکانیکی مواد مرکب تحت بارگذاری خستگی بدلیل حضور عیوب مربوطه دچار کاهش می‌شود [۱-۴]. انجام آزمون‌های غیرمخرب برای بررسی قابلیت اعتماد قطعات در پروسه ساخت و در حال سرویس دهی جهت شناسایی عیوبی چون؛ حفره‌ها، گسستگی‌ها و جدایش بین لایه‌ای بیش از حد قطعه تحت تاثیر بار ضربه مورد استفاده قرار می‌گیرد. یکی از مهمترین نیازها در حین سرویس دهی با توجه به بازرسی آزمون‌های غیرمخرب بدست آوردن نشانه‌های تجربی موثر و سریع از عیوب با بکارگیری روش‌های قابل اعتماد و جامع می‌باشد. در این زمینه می‌توان به روش‌های سنتی چون آزمون فراصوتی جهت ارزیابی غیرمخرب عیب جدایش بین لایه‌ای قطعات صنایع هوایی اشاره کرد [۳، ۵]. اگرچه با توجه به نیاز بازرسی سطوح کاری وسیعتر و عدم

نوری توانستند عیوب جدایش بین لایه‌های را در لوله‌های چندلایه مشخص کنند. آنها برای ایجاد عیوب جدایش بین لایه‌های در مواد مرکب، ورق‌های نازک تفلونی را بین لایه‌ها جایگذاری کردند و با روشن کردن لامپ‌های هالوژنی در نزدیک سطح مواد مرکب، گرمایش مورد نیاز را تامین کردند. سپس با دوربین ترموگراف دمای سطح را تصویربرداری کردند و با مقایسه‌ی توزیع دمایی قطعات سالم و معیوب موفق به تشخیص نواحی جدایش بین لایه‌های شدند. سپس مراحل عیب یابی را با استفاده از نرم افزار المان محدود شبیه سازی کردند. بدین ترتیب که مدلی سه بعدی چندلایه را ایجاد کرده در نواحی دارای جدایش بین لایه‌های اتصال حرارتی برقرار کرده و انتقال حرارت گذرا را در جسم تحلیل کردند. آنها نشان دادند نتایج تحلیل عددی با نتایج آزمایشگاهی تطابق بسیار مناسبی دارند و توانستند عمق عیب را با این روش تعیین کنند. کریشندو و همکارانش^۸ [۲۰] عیوب در عمق‌های مختلف را با استفاده از روش پالسی و متناوب شناسایی نمودند. آنها برای شناسایی عیوب در ترموگرافی متناوب اثر فرکانس‌ها را بررسی کردند و همچنین نسبت سیگنال به خطا را محاسبه کرده و مشاهده کردند این مقدار در روش پالسی در عمق‌های کمتر بیشتر بوده و مقدار آن با افزایش عمق کمتر می‌شود.

۱-۲- پیشینه پژوهش‌های صورت گرفته در زمینه برشنگاری مواد مرکب

فریرا و همکارانش^۹ [۲۱] به مقایسه تجربی دو روش برشنگاری و حرارت نگاری با تحریک حرارتی پالسی در بررسی مواد مرکب پرداختند. آنها در این پژوهش نمونه‌ای با عیوب ساختگی را به دو طریق تحریک حرارتی عبوریو بازتابی مورد بازرسی قرار دادند. نتایج بدست آمده نشان داد هر دو روش برشنگاری و حرارت نگاری در تشخیص عیوب مواد مرکب موثر عمل می‌کنند، با این حال روش برشنگاری از لحاظ سرعت انجام آزمون و همچنین انرژی حرارتی مورد نیاز برای تحریک نمونه (۱۵۰ وات در مقابل ۱۰۰۰ وات) در مقایسه با روش حرارت نگاری بهتر عمل می‌کند، هر چند که حساسیت آن به ارتعاشات مکانیکی بیشتر است. آمنبار و همکارانش^{۱۰} [۲۲] سه روش برشنگاری، حرارت نگاری و فراصوتی c-scan را برای تشخیص عیب لایه‌های شدند پره‌های توربین بادی از جنس مواد مرکب زمینه پلیمری مورد مقایسه قرار دادند. بدین منظور نمونه‌های معیوب از پوسته‌های پره توربین کار کرده و با دو روش متفاوت ساخته شدند. بررسی نتایج

۱-۱- پیشینه پژوهش‌های صورت گرفته در زمینه ترموگرافی مواد مرکب

مبروکی و همکارانش^۱ [۱۳] با مطالعه‌ی آزمایشگاهی، عیوب با ابعادهای مختلف را در عمق‌های مختلف شناسایی کردند. آنها نشان دادند با استفاده از ترموگرافی پالسی عیوب تا ابعاد ۳ در ۳ میلیمتر مربع در عمق ۱،۶۵ میلیمتر قابل شناسایی است. چون‌یان و همکارانش^۲ [۱۴] مطالعه‌ی آزمایشگاهی را با استفاده از ترموگرافی نوری به روش پالسی و متناوب برای ماده مرکب دارای الیاف کربن با بار حرارتی مختلف و فرکانس‌های مختلف انجام دادند و عیوب با ابعاد مختلف را در عمق‌های مختلف شناسایی کردند. پیکرینگ و همکارانش^۳ [۱۵] عیوب با قطرهای مختلف را در عمق‌های مختلف در ماده مرکب دارای الیاف کربن با استفاده از ترموگرافی نوری پالسی و متناوب شناسایی نموده و توانایی و محدودیت هر دو روش را بررسی کردند. آنها با مقایسه‌ی توانایی و محدودیت هر دو روش نشان دادند با استفاده از ترموگرافی نوری پالسی میتوان عیوب با قطرهای مختلف را در عمق‌های مختلف شناسایی کرد. مئولاکاروسنا و همکارانش^۴ [۱۶] با استفاده از ترموگرافی نوری متناوب، عیوب با قطرهای معادل مختلف در ماده مرکب با الیاف کربن را در فرکانس‌های مختلف با استفاده از مطالعه‌ی آزمایشگاهی شناسایی کردند. وو و همکارانش^۵ [۱۷] عیوب موجود در ماده مرکب کربن-اپوکسی را با استفاده از ترموگرافی نوری متناوب در دو فرکانس مختلف شناسایی نمودند و مشاهده کردند عیوب در فرکانس کمتر بهتر قابل شناسایی هستند. آنها این آزمایش را برای سازه‌ی دارای تقویت کننده استفاده کردند و نواحی را که چسبندگی تقویت کننده به سازه از بین رفته بود شناسایی کردند. آنها این روش را در یک سیستمی که شامل تعدادی پیچ بود بکار بردند و پیچ‌هایی که شل شده شناسایی شدند. لاهیری و همکارانش^۶ [۱۸] با استفاده از ترموگرافی نوری پالسی و متناوب عیوب را در مواد مرکب با الیاف کربن، لاستیک با چگالی مختلف و آلومینیوم دارای عیوب در عمق و ابعادهای مختلف با فرکانس‌های مختلف شناسایی نمودند. آنها فرکانس بهینه تحریک را در ترموگرافی متناوب برای نمونه‌های مختلف بصورت آزمایشگاهی تعیین نمودند و مشاهده کردند با افزایش عمق عیب، اختلاف فاز بین تحریک و پاسخ حرارتی افزایش می‌یابد در حالیکه اختلاف دما کاهش دارد. ویجایارا و همکارانش^۷ [۱۹] با استفاده از ترموگرافی

6 Lahiri et. al.

7 Vijayaraghavan et. al.

8 Chatterjee et. al.

9 Ferreira et. al.

10 Amenabar et. al.

1 Mabrouki et. al.

2 Junyan et. al.

3 Pickering et. al.

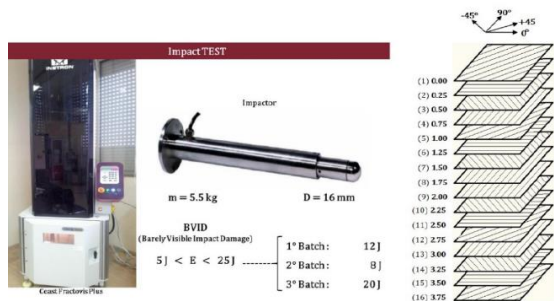
4 Meola et. al.

5 Wu et. al.

مواد مرکب پایه پلیمری تقویت شده با الیاف کربن پرداختند و نشان دادند که پاسخ روش‌های برشنگاری و حرارت نگاری برای عیوب مختلف یکسان نیست. علاوه بر این عیوب رفتار بطور مشخص متفاوتی را در روش‌های برشنگاری و حرارت نگاری نشان دادند.

۲- مواد و روش‌های غیرمخرب بکار برده شده

جهت ایجاد عیب جدایش بین لایه‌ای در نمونه‌های آزمایشگاهی از سوراخ‌هایی استوانه‌ای شکل ته صاف در عمق‌ها و اندازه‌های مختلف استفاده شده است. در این مطالعه از ماده مرکب پایه پلیمری تقویت شده با الیاف کربن که بصورت ۱۶ لایه با چیدمان زاویه‌ای به ترتیب ۰، ۴۵، ۰، ۴۵- و ۹۰ درجه استفاده شده است. ضخامت ماده مرکب مورد استفاده در مجموع ۴ میلیمتر می‌باشد. بطور تقریبی اندازه سوراخ‌ها در بازه ۱۵ تا ۴۰ میلیمتر تغییر کرده و عمق سوراخ‌ها برابر با ۲ میلیمتر در نظر گرفته شده بطوریکه نمی‌توان با بازرسی به روش چشمی این عیوب ایجاد شده را مشاهده کرد. جهت انجام مطالعه‌های غیرمخرب بر روی نمونه آزمایشگاهی، از یک سری ۹ تایی از مواد مرکب ساخته شده بصورت ۱۶ لایه با ابعاد سطحی ۱۵۰×۱۰۰ میلیمتر و به ضخامت ۴ میلیمتر در کل طبق چیدمان نشان داده شده در شکل ۱ تحت زوایای ۰، ۴۵، ۴۵- و ۹۰ درجه استفاده شده است. سازه مورد بازرسی با نام اختصاری C_{mIM_n} تحت آسیب و بازرسی آزمون ضربه توسط پروبی به قطر ۱۶ میلیمتر و جرم ۵،۵ کیلوگرم قرار می‌گیرد. شکل ۱ نمایی از چیدمان نمونه آزمایشگاهی مورد نظر و آزمون ضربه با بکارگیری سه سطح انرژی مختلف؛ ۸، ۱۲ و ۲۰ ژول را نشان می‌دهد. شکل ۲ قطعه واقعی بکار برده شده (باله هواپیما) و منطقه رشد ترک عرضی در زیر سطح خارجی قطعه را نشان می‌دهد.



شکل ۱- انجام آزمون ضربه با پروب ۱۶ میلیمتری و با محدوده انرژی در ۳ سطح مشخص ۸، ۱۲ و ۲۰ ژول بر روی ماده مرکب تقویت شده با الیاف کربن ۱۶ لایه‌ای به ضخامت ۴ میلیمتر [۲۸].

حاصله نشان داد که روش ساخت نمونه بر قدرت تشخیص عیوب روش برشنگاری با بارگذاری خلاء نسبی موثر است. همچنین بارگذاری حرارتی در تحریک نمونه برای آشکارسازی عیب لایه‌ای در این مواد قابلیت استفاده ندارد و بهترین روش برای بارگذاری استفاده از روش خلاء نسبی می‌باشد. روش حرارت نگاری توانایی کمتری در بازرسی قطعات ضخیم تر به دلیل افزایش زمان آزمون و پدیدار شدن اثر لکه‌ای شدن دارد. کادلک و روزک [۲۳] به بررسی آسیب‌های ضربه در لمینت‌هایی از جنس اپوکسی-شیشه از طریق روش برشنگاری و فراصوتی c-scan پرداختند. روش برشنگاری بهترین روش برای دست یابی به آسیب‌های ناشی از ضربه از لحاظ سادگی، قابلیت اعتماد و سرعت انجام آزمون معرفی گردید. کیم و همکارانش [۲۴] به بررسی آسیب‌های ضربه سرعت پایین در لمینت‌های از جنس ماده مرکب از طریق روش‌های برشنگاری و فراصوتی c-scan پرداختند. آنها با چهار سطح انرژی متفاوت لمینت‌های از جنس شیشه را تحت ضربه قرار دادند و نشان دادند که روش برشنگاری قابلیت بالایی در تشخیص آسیب‌های مذکور حتی در سطوح پایین انرژی داراست. اکبری و سلطانی [۲۵] به بررسی اثر پارامترهای بارگذاری مکانیکی در تشخیص ترک‌های داخلی مواد مرکب پایه پلیمری به روش برشنگاری پرداختند. آنها پارامتر بی بعدی به نام نسبت بارگذاری را بصورت نسبت تنش الاستیکی به مدول الاستیک برای بیان وضعیت بارگذاری در ناحیه الاستیک تعریف نمودند و پس از انجام آزمایش‌های مختلف به این نتیجه رسیدند که در آزمون برشنگاری برای دستیابی به نتایج مناسب، در کنار عواملی همچون میزان برش و جهت قرارگیری عیوب، پارامتر نسبت بارگذاری نیز از اهمیت بالایی برخوردار می‌باشد. دی آنجلیس و همکارانش [۲۶] ایر کولینگنیل-های هواپیما را از طریق دو روش برشنگاری دیجیتالی و حرارت نگاری فعال مورد بازرسی قرار دادند. نتایج بدست آمده نشان داد که در تشخیص عیوب این قطعات، روش برشنگاری بخصوص در شرایط بارگذاری حرارتی از سرعت عمل بالاتری برخوردار بوده و روش حرارت نگاری روش بسیار موثر و سریع در آزمون‌های رد یا قبول این قطعات است. همچنین استفاده از روش‌های برشنگاری و حرارت نگاری بصورت ترکیب شده در مقایسه با روش‌های فراصوتی سنتی امکان بازرسی‌های تمام میدانی قطعات از جنس ماده مرکب را فراهم می‌کند. بلین و همکارانش [۲۷] به بازرسی برشنگاری و حرارت نگاری عیوب جانماییمصنوعی ایجاد شده در

4 Angelis et. al.
5 Blain et. al.

1 Kadlec & Ruzek
2 Kim et. al.
3 Akbari & Soltani

می‌باشد. در داخل دوربین از پردازنده‌های InSb خنک شونده استفاده شده است. این دوربین قابلیت عکس برداری ۵۰ عدد در ثانیه (۵۰هرتز) و بکارگیری آرایه کانونی صفحه ای جهت اسکن کردن سطح مورد بازرسی و گرفتن عکسی با ابعاد ۳۲۰×۲۵۶ پیکسل بطور آنی جهت شناسایی اشعه‌های گسیل شده از سطح مورد بازرسی در حوزه طول موجی ۳ تا ۵ میکرومتر را دارا می‌باشد. با بکارگیری ترموگرافی گذرا؛ از یک پالس بلند حرارت دهی جهت تحریک نمونه و از یک دوربین مادون قرمز جهت ثبت تغییرات حرارت و دما استفاده می‌شود. بطور خاص؛ از دو لامپ هالوژنی با توان ۱۰۰۰ وات جهت تحریک نمونه‌ها استفاده شده است. در این روش از تکنیک انتقال حرارت با بکارگیری اسکن حرارتی به مدت ۲۰ ثانیه و به فاصله یک متری از سطح مورد بازرسی استفاده شده است. طبق گزارشات تجربی بعمل آمده الگوی پراش اشعه از سطح قطعه مستطیلی بوده و میتوان از رابطه کمی زیر که از تبدیل فوریه حرارت اعمالی بدست آمده جهت بیان الگوی مورد نظر بهره برد؛

$$Q(t) = \frac{2Q_0}{\pi} \times \left(\frac{\varphi}{2} + \frac{\sin(\varphi)}{1} + \frac{\sin(3\varphi)}{3} \cos(3\omega t) + \dots \right) \quad (1)$$

که در رابطه مذکور؛ $Q(t)$ مقدار حرارت انتقال یافته در بازه زمانی t ، φ فاز اعمال موج حرارتی و ω بیانگر سرعت زاویه‌ای می‌باشد. بنابراین بعد از دریافت تصاویر حرارتی؛ واحد پردازشگر با استفاده از تبدیل فوریه گرفتن فاز و دامنه را تعیین می‌کند. سیستم شناسایی مطابق با چیدمان و قوانین مذکور قابلیت دستیابی به فرکانس بهینه و بکارگیری آن جهت شناسایی، تعیین موقعیت و اندازه عیوب زیر سطحی می‌باشد. ترموگرافی پالسی که بطور جامع تر تئوری آن در بخش بعدی گفته شده از پالس‌های کوتاه و پرپودیک در مقابل روش گذرا که متناسب با فرکانس اعمالی در داخل قطعه نفوذ می‌کند بهره گرفته است. مشاهدات تجربی بیان کننده این است که امواج حرارتی با سرعت پایین قابلیت نفوذ تا عمق‌های زیاد البته قابل ذکر است که خواص حرارتی ماده چون؛ رسانایی حرارتی، ظرفیت گرمایی ویژه و چگالی نقش اساسی را ایفا می‌کند. در نتیجه خصوصیات امواج حرارتی پالسی گذرنده از داخل نمونه و میرا و دمپ شده با استفاده از مقدار بدست آمده از تبدیل فوریه اشاره شده که شامل دو قسمت موهومی و حقیقی می‌باشد بیان می‌شود و مقدار میرایی آن در داخل ماده با پارامتر طول نفوذ حرارتی بدست آمده طبق رابطه زیر نسبت عکس دارد؛

$$\mu = \sqrt{\frac{\alpha}{\pi f}} \quad (2)$$



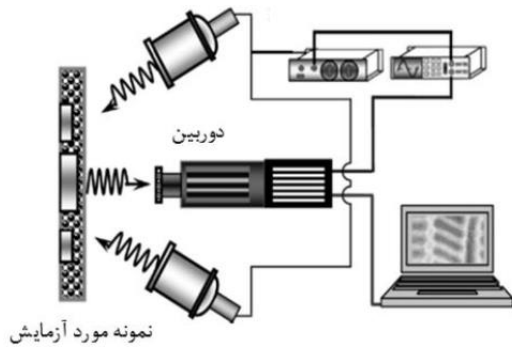
شکل ۲- قسمت بازرسی شده از بدنه هواپیما توسط روش‌های نو و سنتی غیرمخرب [۲۸].

همچنین در مطالعه دیگر با بکارگیری روش ترموگرافی مادون قرمز در محیط آزمایشگاهی با ربات مکانیزه شده به بررسی بدنه هواپیما با توجه به شکل ۳ پرداخته شده و نتایج آن بصورت یک نقشه گرمایی تجزیه و تحلیل و ثبت شده است [۴۰]. بدلیل نسبت سیگنال به نویز بالای این روش و بکارگیری پردازش تصویر دیجیتالی بعد از اعمال منبع حرارتی بصورت فعال بر روی نمونه واقعی قادر به شناسایی عیوب در نزدیکی سطح قطعه چون میکروتکرکها ماتریس، شکست الیاف و جدایش لایه‌ای و عدم اتصال در این نمونه و نمونه‌های مشابه چون عایق موتورهای راکتها شده اند.



شکل ۳- بکارگیری روش ترموگرافی مادون قرمز جهت ارزیابی عیوب نزدیک به سطح بدنه هواپیما [۴۰]

روش غیرمخرب ترموگرافی نوری خود به سه دسته ترموگرافی گذرا، ترموگرافی پالسی و ترموگرافی سونیک تقسیم بندی می‌شود. عموماً در این روش؛ چیدمان به شکلی است که از یک لامپ به عنوان تحریک کننده و از یک دوربین جهت ثبت و تحلیل داده های حرارتی استفاده می‌شود. در این تحقیق از روش ترموگرافی پالسی به همراه دوربین مادون قرمز (مدل Flir SC 7000) با طول موج کاری ۳ تا ۵ میکرومتر استفاده شده است. دوربین مادون قرمز مورد استفاده شده در هماهنگی کامل با منبع تحریک کننده؛ لامپ هیدروژنی برای روش ترموگرافی پالسی و هورن جوش فراصوتی برای روش ترموگرافی سونیک



شکل ۴- تجهیزات آزمون ترموگرافی نوری با اعمال بار حرارتی متناوب بر سطح قطعه [۱۴].

معمولاً از لایه نازک تفلونی در حین ساخت ماده مرکب جهت ایجاد جدایش بین لایه_ای در نواحی مورد نظر استفاده می‌شود. فرکانس و شدت نور با استفاده از ولتاژ الکتریکی اعمالی به لامپ-ها کنترل می‌شود و دمای سطحی با استفاده از روش‌های پردازش تصویر برای شناسایی عیوب ارزیابی می‌شود. برای تحلیل پاسخ گذرای ماده مرکب از لحظه شروع اعمال بارگذاری حرارتی متناوب تا زمان لازم برای دستیابی به پاسخ پایا، یک مدل از جنس ماده مرکب پایه پلیمری تقویت شده با الیاف کربن با مشخصات گفته شده و با عیوب در عمق‌های مختلف به شکلی که گفته شد ایجاد می‌شود. سطح فوقانی نمونه ساخته شده تحت اثر مستقیم شار حرارتی متناوب با دامنه مشخص قرار می‌گیرد. با توجه به تماس سطوح خارجی نمونه با محیط اطراف و از دست رفتن انرژی حرارتی با نرخ همرفت مشخص؛ پس از گذشت مدت زمان معینی میزان انرژی گرمایی خروجی با میزان انرژی گرمایی وارد شده برابر شده و توزیع دمایی پایایی در نمونه ایجاد می‌شود. از پارامتری با نام ضریب نفوذ گرمایی بر حسب میلی‌متر مربع بر ثانیه بعنوان خواص حرارتی ماده که در جهات مختلف دارای مقادیر مختلفی است بعنوان معیاری از توانایی ماده در رسانش گرما در مقایسه با ذخیره انرژی گرمایی استفاده می‌شود. این کمیت فیزیکی بیانگر نسبت گرمای عبور کرده به گرمای ذخیره شده توسط واحد حجم ماده است. مقدار شار حرارتی اعمالی توسط لامپ‌های حرارتی با زمان بصورت متناوب تغییر داده می‌شود. مدت زمان گرم کردن سطح نمونه به حد کافی طولانی در نظر گرفته می‌شود تا توزیع دمای پایا در جسم مورد آزمایش ایجاد شود. شار حرارتی ورودی به سطح قطعه را می‌توان بدین صورت بیان کرد [۱۴]:

$$(x, y, 0, t) = \frac{q_{max}}{2} [1 + \cos(2\pi ft)] \quad (3)$$

که در رابطه مذکور؛ α و f به ترتیب بیانگر نفوذ حرارتی و فرکانس می‌باشد. با بهره‌گیری از دامنه بدست آمده از عکس میتوان محدوده عمق نفوذ را با پارامتر μ و با توجه به فاز عکس گرفته شده میتوان بیشینه عمق مورد بازرسی را که تقریباً برابر با 1.8μ می‌باشد را تعیین کرد. ترموگرافی سونیک براساس اثرات ایجاد شده در نمونه تحت بررسی و تحریک شده با هورن جوشکاری با استفاده از منبع آکوستیک می‌باشد. بطوریکه در این روش طیف ارتعاش دارای سهم زیادی در تعیین میزان حرارت آزاد شده از نواحی دارای عیب می‌باشد. افزایش دما بواسطه اصطکاک ایجاد شده مابین دو سطح یا دو لبه عیب در طول مدت زمان حرارت دهی با محرک خارجی خود را نشان می‌دهد. روش برشنگاری دیجیتالی که بطور جامع‌تر تئوری آن در بخش بعدی گفته شده بعنوان یک روش تداخل سنجی نوری معرفی شده است. مبنای روش برشنگاری اختلاف بین دو الگوی لکه‌ای بدست آمده از سطح بازرسی قبل و بعد از بارگذاری می‌باشد. از مکانیزم مایکلسون جهت تداخل امواج بهره گرفته شده و سپس تصویر توسط یک برشگر برش خورده و توسط دوربین ثبت می‌شود. ابتدا در یک فریم الگوی لکه‌ای نمونه بدون تغییر شکل ثبت و ضبط می‌شود. سپس نمونه تحت تنش قرار گرفته و الگوی لکه‌ای دوم در فریم دوم ثبت و ضبط می‌شود. تفاضل دیجیتالی دو تصویر موجود بر روی صفحه نمایش کامپیوتر نشان داده می‌شود. روش‌های تجربی برشنگاری می‌تواند توسط اعمال فشار، خلاء نسبی، آکوستیک و شوک حرارتی نمونه مورد آزمایش را تحریک کند. در این مطالعه از بارگذاری دینامیکی (ارتعاشات اعمالی توسط ماده پیزوالکتریک) جهت تحریک سطح نمونه استفاده شده است.

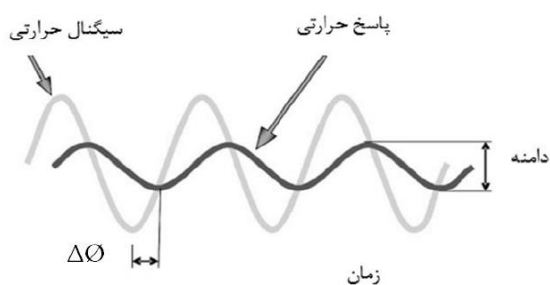
۲-۱- تئوری روش ترموگرافی نوری

روش ترموگرافی نوری متناوب برای شناسایی عیوب در عمق-های مختلف ماده مرکب استفاده می‌شود. در این روش شار حرارتی متناوب به یک سطح ماده مرکب اعمال می‌شود. نمونه تحت تاثیر موج حرارتی ناشی از روشن و خاموش شدن متناوب لامپ‌های هالوژنی قرار گرفته و دمای سطح ورق با توجه به شکل ۴ توسط دوربین اندازه‌گیری ثبت می‌شود [۱۳-۱۴ و ۲۹-۳۰].

داخلی باشد توزیع دمای مختلفی در سطح بالای عیب در مقایسه با نواحی سالم ایجاد می‌شود. دمای جسم در نواحی سالم و معیوب بصورت متناوب تغییر می‌کند که فرکانس تغییرات دما در حالت پایا برابر با فرکانس شار حرارتی اعمالی به جسم است. تغییرات متناوب دمای سطحی در نواحی سالم و معیوب علاوه بر اختلاف دامنه، با توجه به شکل ۵ اختلاف فاز نسبت به یکدیگر دارند [۳۱]. اختلاف دامنه دمای سطح و ورود شار حرارتی در نواحی سالم و در نواحی بالای عیوب ناشی از وجود مقاومت حرارتی مختلف در مسیر انتقال حرارت است و از آنجا که طول مسیر انتشار موج حرارتی در راستای ضخامت برای نواحی سالم و معیوب مختلف است موج حرارتی در این نواحی نسبت به یکدیگر اختلاف فاز دارند. با استفاده از تبدیل فوریه گسسته می‌توان دامنه و اختلاف فاز موج حرارتی در ناحیه سالم و معیوب را تعیین کرد. در تبدیل فوریه گسسته باید مقادیر حاصل از تابع در فاصله‌های یکسان از هم باشند. اگر تعداد داده‌ها سیگنال برابر با N باشند و مقدار سیگنال گسسته X_n باشد که با در نظر گرفتن $n = \{0, 1, \dots, N-1\}$ می‌توان تبدیل فوریه گسسته سیگنال گسسته را بدین صورت تعریف کرد [۳۰]:

$$X_k = \sum_{n=0}^{N-1} X_n e^{-2\pi jnk/N} \quad -\frac{N}{2} \leq k \leq \frac{N}{2} - 1 \quad (8)$$

که در این رابطه؛ $j^2 = -1$ ، $f_k = \frac{k}{N}$ ، فرکانس، k عدد صحیح و X_k عدد مختلط است که اندازه آن دامنه و آرگومان آن فاز عدد مختلط مربوط به آن در فرکانس f_k است، باید توجه شود تعداد نقاط داده برداری باید عدد زوج باشد تا مطابق با رابطه ذکر شده مقادیر k عدد صحیح شود.



شکل ۵- اختلاف فاز شکل موج برای تحریک حرارتی سینوسی و پاسخ حرارتی سطح [۳۱].

برای تحلیل سیگنال با تبدیل فوریه گسسته باید گام زمانی داده برداری ثابت باشد و کل زمان داده برداری دوره تناوب تابع را شامل شود. در این صورت فرکانس متناظر با عدد صحیح k برابر است با؛

$$f_k = \frac{k}{T} \quad (9)$$

که در رابطه مذکور؛ q_{max} حداکثر شار حرارتی، f فرکانس تغییرات زمانی شار حرارتی متناوب است. بار حرارتی مشخصی با فرکانس‌های مختلف به سطح نمونه اعمال می‌شود و تغییرات دمایی سطح ورود شار حرارتی تا پایدار شدن تغییرات دمایی بررسی می‌شود. تصویر حرارتی از سطح جسم با استفاده از دوربین ترموگرافی (۵۰ عکس در ثانیه) تهیه می‌شود. در واقع فرکانس داده برداری برای این مطالعه برابر با ۵۰ هرتز در نظر گرفته شده است. شار حرارتی که در زمان تحلیل گرمایش وارد ماده مرکب می‌شود موجب گرادیان حرارتی در جسم شده که با توجه به ضریب هدایت حرارتی می‌توان ارتباط بین شار حرارتی و گرادیان حرارتی را بدین صورت بیان کرد [۳۰]:

$$\vec{q} = -k \times \nabla T \quad (4)$$

در این رابطه q بردار شار حرارتی بر حسب وات بر متر مربع، K تانسور ضریب هدایت گرمایی بر حسب وات بر متر درجه کلوین و ∇T بردار گرادیان دمایی است که در دستگاه مختصات کارتزین برابر است با؛

$$\nabla T = \frac{\partial T}{\partial x} \vec{e}_x + \frac{\partial T}{\partial y} \vec{e}_y + \frac{\partial T}{\partial z} \vec{e}_z \quad (5)$$

در رابطه مذکور؛ e_x ، e_y و e_z به ترتیب بردارهای یکه در راستاهای محورهای مختصات دکارتی و T مقدار دما است. مقدار تغییر دما در آزمایش ترموگرافی نوری مقدار قابل توجهی نیست و می‌توان با دقت مناسب فرض کرد مقدار ضریب هدایت حرارتی در معادلات حاکم ثابت است که مقدار آن بستگی به نوع ماده و راستای دستگاه مختصات در مواد مرکب دارد. تانسور ضریب هدایت گرمایی که بیانگر توانایی جسم در هدایت و عبور دادن انرژی گرمایی در راستاهای مختلف است در مواد ناهمسانگرد در حالت کلی ۹ مولفه دارند که این ضرایب را می‌توان بصورت ماتریسی بدین صورت نوشت؛

$$K = \begin{bmatrix} k_{xx} & k_{xy} & k_{xz} \\ k_{yx} & k_{yy} & k_{yz} \\ k_{zx} & k_{zy} & k_{zz} \end{bmatrix} \quad (6)$$

معادله حاکم بر توزیع دما در هر نقطه از جسم و در زمان‌های مختلف بعد از حرارت دهی با استفاده از اصل بقای انرژی در مختصات دکارتی با ضریب هدایت ثابت بدین صورت بیان می‌شود؛

$$k_{xx} \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + k_{yy} \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + k_{zz} \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} + g(x, y, z, t) = \rho c \frac{\partial T(x, y, z, t)}{\partial t} \quad (7)$$

که در این رابطه؛ g تابع مقدار نرخ انرژی داخلی تولیدی در واحد جرم، ρ چگالی، c ظرفیت گرمایی و t زمان است. در ترموگرافی نوری متناوب، دمای جسم در نقاط مختلف سطح ورود شار حرارتی اندازه گیری می‌شود. اگر جسم دارای عیوب

ناحیه بزرگ را فراهم می‌کند [۳۲]. توسعه این روش محدودیت-های روش هولوگرافی را با چیدمان ساده تر و اندازه گیری مستقیم کرنش‌های سطح (مشتق جابه‌جایی صفحه ای) برطرف کرد [۳۳]. اساس روش برشنگاری بر مبنای تداخل دو جبهه نور بازتابش شده از سطح جسمی است که در معرض تابش یک نور تک‌رنگ قرار گرفته است. تصویر حاصل یک الگوی لکه دار است که با کم کردن شدت نور ذخیره شده قبل و بعد از تغییر شکل، برهم نهی و پردازش تصاویر، یک تصویر هاله دار از سطح ایجاد می‌گردد. هاله‌های ایجاد شده نشان دهنده نواحی هم‌کرنش در سطح می‌باشند. محاسبه کمی ارتباط هاله‌های ایجاد شده با کرنش‌های سطحی، نیازمند شناخت روابط حاکم بر روش برشنگاری است. در حالت عمومی سیستم برشنگاری از لیزر تک‌رنگ، لنزهای واگرا و همگراکننده، تداخل سنج (عموماً تداخل سنج مایکلسون)، حسگر CCD و سیستم رایانه ای به منظور پردازش تصاویر تشکیل می‌شود. در اندازه گیری به روش برشنگاری، نور لیزر به سطح مورد مطالعه که از لحاظ نوری زبر بوده تابانده می‌شود تا الگوی لکه‌ای تشکیل شود. این الگوی لکه-ای در یک دستگاه برشگر که الگوی لکه‌ای را با یک تصویر کاملاً مشابه با خود ولی با جابه جایی عرضی ترکیب می‌کند، تصویر می‌شود. این الگوی لکه‌ای تداخلی سپس توسط یک دوربین CCD ضبط می‌شود. ضبط تصاویر در دو مرحله قبل و بعد از بارگذاری نمونه صورت می‌گیرد و برهم نهی این تصاویر منجر به تشکیل الگوی هاله‌ای می‌شود. فاز الگوی هاله‌ای ایجاد شده با مشتق اول جابه جایی سطح مرتبط می‌باشد. چنانچه دو موج نور تک رنگ با شدت نور I_1 و I_2 در نقطه‌ای با هم تداخل کنند، شدت نور ناشی از تداخل دو موج برابر خواهد بود با؛

$$I = I_1 + I_2 + 2\sqrt{I_1 I_2} \cos\varphi \quad (13)$$

که در این رابطه؛ φ اختلاف فاز دو موج در نقطه تداخل است که ناشی از اختلاف مسیره‌های نوری می‌باشد را نشان می‌دهد. اختلاف فاز ناشی از تداخل دو جبهه نور برابر است با؛

$$\varphi = 2\pi \frac{2d_1 - 2d_2}{\lambda} \quad (14)$$

که در رابطه مذکور؛ λ برابر با طول موج پرتو لیزر بکار گرفته شده، d_1 و d_2 فاصله آینه‌ها از شکاف دهنده نور^۱ با توجه به شکل ۷ می‌باشد. در صورتی که اجزای بکاربرده شده در حالت ایده‌ال خود بوده و فاصله آینه‌ها تا مرکز تقسیم کننده به نحوی باشد که اختلاف فاز مضرب زوج π باشد، تداخل سازنده رخ خواهد داد که در این حالت مقدار روشنایی بیشینه خواهد بود. همچنین مینیموم روشنایی یا تداخل مخرب زمانی خواهد بود که

که در این رابطه T کل زمان داده برداری است. بنابراین فرکانسی که مقادیر تبدیل فوریه برای آنها محاسبه می‌شوند عبارتند از؛

$$\frac{-N}{2T}, \dots, \frac{-1}{T}, 0, \frac{1}{T}, \dots, \frac{N-1}{2T} \quad (10)$$

تبدیل فوریه X_k طبق رابطه مذکور عدد مختلط است که اندازه آن دامنه و آرگومان آن فاز عدد مختلط مربوط به دما در فرکانس f_k است. دامنه و اختلاف فاز براساس مقادیر حقیقی و موهومی تبدیل فوریه بدین صورت محاسبه می‌شود [۳۰]؛

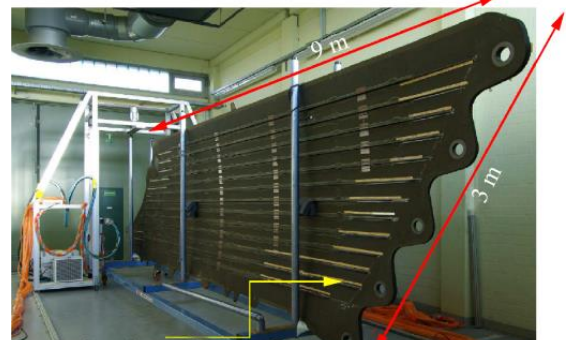
$$\frac{|X_k|}{N} = \sqrt{\text{Re}(X_k)^2 + \text{Im}(X_k)^2} \quad (11)$$

$$\varphi = \arctan(\text{Re}(X_k), \text{Im}(X_k)) \quad (12)$$

که تابع \arctan مقدار زاویه را براساس تانژانت معکوس نسبت مقدار موهومی و حقیقی تبدیل فوریه و موقعیت آن در ربع دایره مثلثاتی محاسبه می‌کند. اگر پاسخ دمای سطحی نمونه تحت اثر شار حرارتی متناوب پایا باشد مقدار تبدیل فوریه در فرکانس تحریک دامنه آن مقدار معینی است و در فرکانس‌های دیگر مقدار دامنه آن با صرف نظر از خطای عددی، صفر است [۳۰].

۲-۲- تئوری روش برشنگاری دیجیتالی

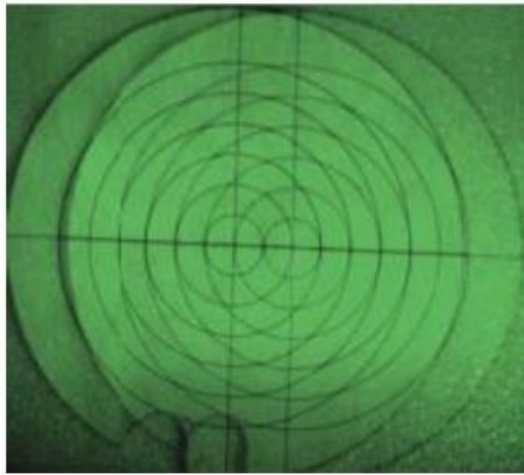
توصیفیان و همکارانش در پژوهشی به بررسی روش برشنگاری و تاثیر آن در تشخیص عیوب جدایش بین لایه ای در مقایسه با روش توموگرافی کامپیوتری اشعه ایکس بر روی پوسته دم هواپیمای دم عمودی A400M با توجه به شکل ۶ پرداختند [۴۰]. علاوه بر این؛ به ارزیابی عیوبی چون حفره‌ها با حداقل عمق اعمالی بارگذاری حرارتی $1/3 - 0/8$ نیز اشاره شده است.



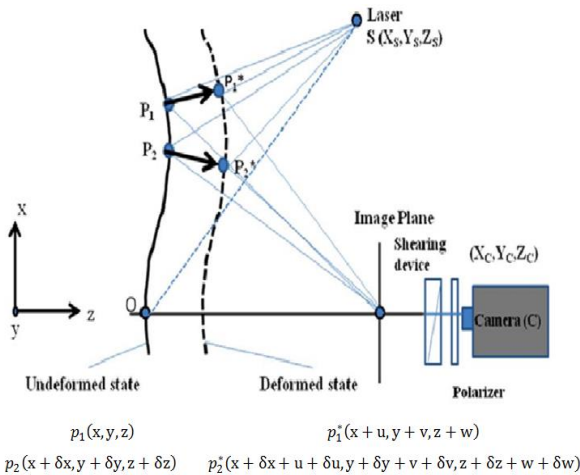
شکل ۶- بکارگیری روش توموگرافی کامپیوتری اشعه ایکس بر روی دم هواپیما و مقایسه آن با نتایج روش برشنگاری [۴۰]

برشنگاری روشی نوری بر پایه لیزر است که برای اندازه‌گیری تمام میدانی و غیر تماسی تغییرشکل‌های صفحه ای (جابه جایی یا کرنش) توسعه داده شده است. این روش معادل یک کرنش سنج تمام میدانی است که امکان مشاهده توزیع کرنش در یک

اگر $\Delta = 2n\pi$ باشد که در آن $N=0,1,2,\dots$ شماره هاله را مشخص می‌کند، مقدار I_s صفر شده و هاله های تاریک مشاهده می‌گردند. بین دو هاله تاریک متوالی، منطقه روشن ایجاد می‌گردد که در نتیجه الگوی حاصل، یک الگوی روشن و تاریک متوالی خواهد بود. از طرفی وجود مقدار $\sin\left(\varphi + \frac{\Delta}{2}\right)$ در رابطه که فاز تصادفی ناشی از تداخل اولیه است، باعث بوجود آمدن نویز شدیدی در الگوی هاله ای ایجاد شده می‌گردد. وجود نویز باعث کاهش کیفیت هاله ها در نقاط حساس شده و تشخیص الگوهای اصلی دشوار خواهد بود. اختلاف فاز مورد بحث در روش برشنگاری در واقع همان اختلاف فاز امواج رسیده از دو نقطه متفاوت با توجه به شکل ۷ روی سطح نمونه است که به فاصله برش از هم قرار دارند.



شکل ۸- تصویر برش خورده حاصل از تداخلگر [۳۲].



شکل ۹- چیدمان دستگاه برشنگاری دیجیتالی [۲۸].

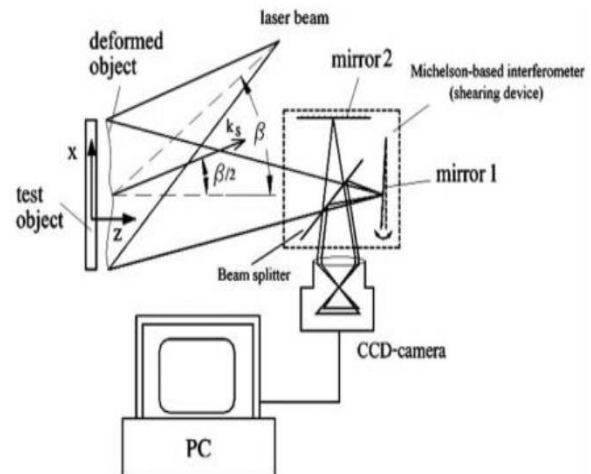
اگر طبق شکل ۹ نقطه‌ای به مختصات $P_1(x, y, z)$ روی سطح نمونه در نظر گرفته شود و پرتو نور از منبع نوری به مختصات $S(X_s, Y_s, Z_s)$ روی نقطه مذکور تابیده شود؛ پرتو بازتابی از

اختلاف فاز مضرب فرد π باشد. متداول ترین روش طبق شکل ۷ برای ایجاد تصاویر برش خورده در برشنگاری استفاده از سیستم تداخل سنج مایکلسون اصلاح شده می‌باشد. در این حالت طبق شکل با چرخاندن و ایجاد زاویه در یکی از آینه‌های تداخل سنج، پرتوی منعکس شده از سطح آن دچار جابه جایی عرضی می‌گردد. تصویر حاصل بدلیل چرخش یکی از آینه های تداخل سنج شامل دو تصویر مشابه ولی با جابه جایی جانبی خواهد بود. نمونه ای از تصویر برش خورده در شکل ۸ نیز نشان داده شده است.

در اینصورت شدت نور ثبت شده در دوربین پس از تداخل دو تصویر از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$I = 2I_0[1 + \gamma \cos \varphi(x, y)] \quad (15)$$

که در رابطه مذکور؛ I شدت نور تداخلی، I_0 شدت نور متوسط پرتوهای نور برش خورده، γ مدول تداخلی و φ اختلاف فاز تصادفی بین دو تصویر برش خورده است.



شکل ۷- چیدمان شمانیک روش برشنگاری با تداخل سنج مایکلسون [۳۳].

هرگونه جابه جایی سطحی در نمونه، با ایجاد اختلاف در مسیر موج تا صفحه دوربین، باعث اختلاف فاز امواج رسیده در هر نقطه شده و تغییر شدت نور تصویر را در پی دارد. شدت نور تداخلی در هر نقطه از الگوی لکه ای پس از اعمال بارگذاری و تغییر شکل سطحی در نمونه، بصورت زیر خواهد بود؛

$$I' = 2I_0[1 + \gamma \cos(\varphi'(x, y) + \Delta)] \quad (16)$$

با محاسبه اختلاف شدت نور قبل و بعد از بارگذاری، شدت نور هاله‌های برشنگاری بصورت زیر بدست می‌آید [۳۴]؛

$$I_s = I' - I = 4I_0\gamma[\cos(\varphi + \Delta) - \cos(\varphi)] = 4I_0\gamma \left[\sin\left(\varphi + \frac{\Delta}{2}\right) \sin\left(\frac{\Delta}{2}\right) \right] \quad (17)$$

$$A = \frac{X - X_D}{R_D} + \frac{X - X_S}{R_S} \quad (25)$$

$$B = \frac{Z - Z_D}{R_D} + \frac{Z - Z_S}{R_S} \quad (26)$$

$$C = \frac{Z - Z_D}{R_D} + \frac{Z - Z_S}{R_S} \quad (27)$$

تغییر طول مسیر نوری ناشی از تغییر شکل برای نقطه P بصورت زیر خواهد بود؛

$$\Delta L_p = Au + Bv + Cw \quad (28)$$

همانگونه که در شکل ۸ مشاهده می‌شود، پرتو رسیده به نقطه D بدلیل برش و در نتیجه دوتایی شدن تصویر از دو نقطه P(x,y,z) و Q(x+dx,y,z) بازتاب می‌شود. نقطه Q در فاصله‌ای برابر اندازه برش dx نسبت به نقطه P در سطح جسم قرار دارد. پس از اعمال بارگذاری، نقطه Q(x+dx,y,z) به نقطه‌ای به مختصات Q' در سیستم مختصات کارتزین برابر با؛

$Q' = Q(x + dx + u + \delta u, y + v + \delta v, z + w + \delta w)$
تغییر مکان می‌دهد که در آن $u + \delta u, v + \delta v, w + \delta w$ اجزای جابه‌جایی در راستاهای مختصات کارتزین هستند. تغییر مسیر نور ناشی از تغییر شکل در نقطه Q برابر خواهد بود با [۳۵]؛

$$\Delta L_Q = A(u + \delta u) + B(v + \delta v) + C(w + \delta w) \quad (29)$$

اختلاف تغییر مسیر نوری بین نقاط P و Q از تفاضل دو رابطه مذکور بدست می‌آید؛

$$\Delta L_Q - \Delta L_P = A\delta u + B\delta v + C\delta w \quad (30)$$

اگر اندازه برش dx نسبت به سایر ابعاد تصویر کوچک باشد، تغییر فاز ناشی از تغییر مسیر نوری را می‌توان با رابطه زیر تقریب زد؛

$$\Delta = \frac{2\pi}{\lambda} \left(A \frac{\partial u}{\partial x} + B \frac{\partial v}{\partial y} + C \frac{\partial w}{\partial z} \right) dx \quad (31)$$

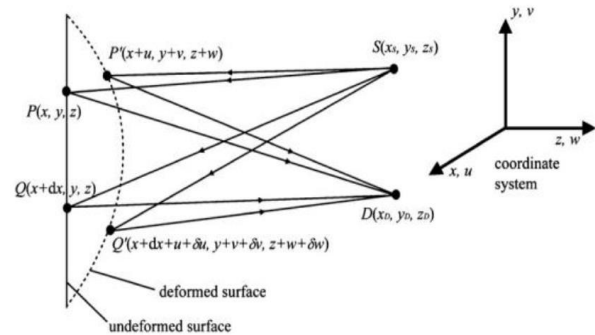
که در این رابطه λ طول موج چشمه نور و A، B و C ضرایب حساسیت هستند که با جهتگیری منبع تابش و زاویه رویت تصویر ارتباط دارند و معادل بردار حساسیت $k = (k_x, k_y, k_z)$ است که این بردار، نیمساز زاویه تابش و بازتابش می‌باشد. بنابراین میتوان رابطه بالا را به شکل زیر بازنویسی کرد [۳۵]؛

$$\Delta = \frac{2\pi}{\lambda} \left(k_x \frac{\partial u}{\partial x} + k_y \frac{\partial v}{\partial y} + k_z \frac{\partial w}{\partial z} \right) dx \quad (32)$$

اگر زاویه تابش و بازتابش تقریباً همراستا بوده و عمود بر سطح نمونه باشند، پارامترهای k_x و k_y بردار حساسیت نزدیک به صفر بوده و سیستم برشنگاری تنها به گرادیان جابه‌جایی خارج از صفحه حساس خواهد بود. در این حالت مشتق جابه‌جایی خارج از صفحه برابر خواهد بود با؛

$$\frac{\partial w}{\partial x} = \frac{\lambda \Delta}{4\pi dx} \quad (33)$$

سطح قطعه از طریق یکی از دو مسیر نوری ایجاد شده با دستگاه برشگر روی نقطه‌ای به مختصات (X_C, Y_C, Z_C) معادل نقطه‌ای به مختصات $D(X_D, Y_D, Z_D)$ در شکل ۸ بر روی دوربین تصویر می‌شود. پس از اعمال بارگذاری روی نمونه، نقطه $P_1(x, y, z)$ به نقطه‌ای به مختصات $P_1'(x + u, y + v, z + w)$ جابه‌جا می‌شود که (u, v, w) بردار جابه‌جایی در نقطه P_1 است. بردار جابه‌جایی و روابط تحلیلی حاکم در سیستم مختصات کارتزین جهت بدست آوردن تغییر فاز ناشی از تغییر مسیر نور و کرنش خارج از صفحه ای با توجه به شکل ۱۰ ارائه شده است. همچنین؛ مبدا سیستم مختصات در سطح نمونه و جهت خارج از صفحه (z) در راستای عمود بر سطح نمونه در نظر گرفته شده است [۳۵].



شکل ۱۰- مسیر نوری بین منبع نوری S و نقطه تشکیل تصویر D برای دو نقطه $P(\approx P_1)$ و $Q(\approx P_2)$ روی سطح نمونه با فاصله برشی dx قبل و بعد از اعمال بارگذاری [۳۵].

تغییر در طول مسیر نوری ناشی از تغییر شکل برای نقطه P(x,y,z) با توجه به شکل ۸ بصورت زیر بدست می‌آید؛

$$\Delta L_p = (SP' + P'D) - (SP + PD) \quad (18)$$

که در رابطه مذکور؛ طول هر یک از مسیرها از روابط زیر بدست می‌آیند؛

$$SP = ((x - x_s)^2 + (y - y_s)^2 + (z - z_s)^2)^{\frac{1}{2}} \quad (19)$$

$$PD = ((x - x_d)^2 + (y - y_d)^2 + (z - z_d)^2)^{\frac{1}{2}} \quad (20)$$

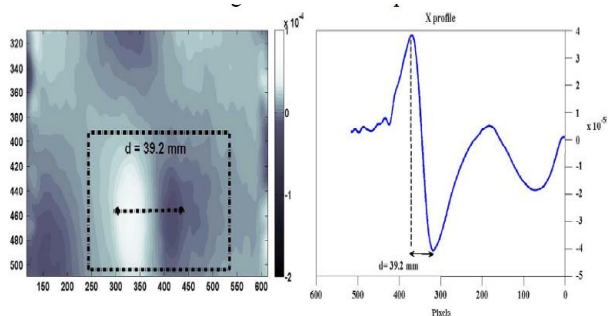
$$SP' = \left((x + u - x_s)^2 + (y + v - y_s)^2 + (z + w - z_s)^2 \right)^{\frac{1}{2}} \quad (21)$$

$$P'D = \left((x + u - x_d)^2 + (y + v - y_d)^2 + (z + w - z_d)^2 \right)^{\frac{1}{2}} \quad (22)$$

با استفاده از بسط دو جمله‌ای و صرفنظر از جملات غیرخطی خواهیم داشت؛

$$R_D = (X_D^2 + Y_D^2 + Z_D^2)^{\frac{1}{2}} \quad (23)$$

$$R_S = (X_S^2 + Y_S^2 + Z_S^2)^{\frac{1}{2}} \quad (24)$$



شکل ۱۲- پروفیل موجی شکل کرنش بدست آمده از نواحی دارای عیب ماده مرکب الیاف کربنی در فرکانس کاری ۶,۸۵۰ کیلوهرتز [۲۸].

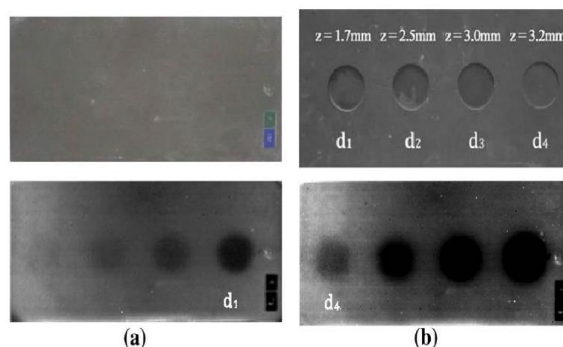
در این مطالعه با توجه به گزارشاتی از صنایع هوایی مبنی بر نیاز بکارگیری روشهایی جهت شناسایی ترکهای سر باز و آسیبهای ناشی از ضربه؛ با بکارگیری روشهای ترموگرافی سونیک و گذرا در مدت زمان کوتاهی از سطوح دارای عیب، تصویربرداری شده است. با بکارگیری فرآیندهای ترموگرافی میزان و درصد پوشش داده شده سطح توسط عیوب باعث تولید غیرعادی شار حرارتی و بالطبع آن گرادیان دمایی قابل شناسایی می شود. این گرادیان دمایی توسط دوربینهای مادون قرمز قرار گرفته در برابر سطح مورد بازرسی ثبت شده و بصورت کانتور حرارتی نمایش داده می شود. از روش ترموگرافی سونیک جهت شناسایی عیوب ایجاد شده با انرژیهای ضربه ای مختلف ۸، ۱۲ و ۲۰ ژول بر روی سه نمونه آزمایشگاهی استفاده شده است. با توجه به شکل ۱۳ نتایج کارهای تجربی بصورت تکامل تدریجی دما و بطور خاص تر افزایش و گسترده شدن ناحیه آسیب دیده مونیتور و نشان داده شده است. همچنین با بکارگیری روش C-scan فراصوتی که در آن با حرکت پراب بر روی سطح و اسکن دوبعدی و کامل از سطح قطعه، عیوب کاملاً مشخص شده و با تغییر سطح خاکستری و یا رنگ، عمق عیوب شناسایی شده است. همچنین از فرآیند کالیبراسیون جهت اندازه گیری زمان پرواز پراش بر مبنای اندازه گیری دقیق عمق جدایش بین لایه ای با استفاده از زمان رفت و برگشتی امواج از سطوح پشتی بجای ارزیابی عمق با استفاده از شدت امواج بازتابشی استفاده شده است. با توجه به شکل ۱۴ داده های نرمال شده ترموگرافی سونیک و گذرا بدست آمده از نواحی دارای عیوب نشان داده شده است. خط زرد نشان دهنده داده های بدست آمده از روش C-scan فراصوتی می باشد. در واقع نمودار مذکور نشان دهنده گستردگی و افزایش واقعی نواحی دارای ترک سر باز و آسیب ناشی از ضربه می باشد. با توجه به نمودار؛ روش ترموگرافی سونیک تقریباً با دقت بطور متوسط بیش از ۹۳ درصد نواحی متشکل و گسترده شده از عیوب را در

اگر برش در راستای y باشد، مشتق جابه جایی خارج از صفحه بصورت زیر خواهد بود؛

$$\frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\lambda \Delta}{4\pi dy} \quad (34)$$

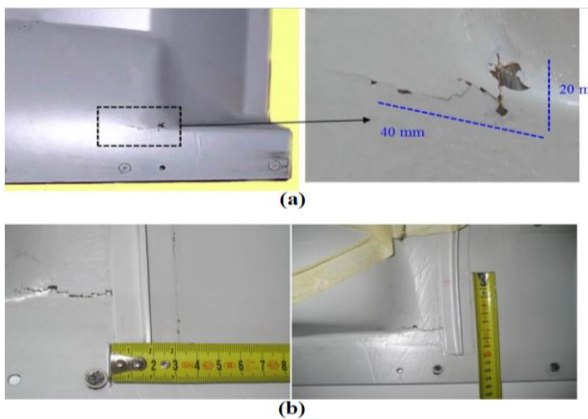
۳- نتایج و بحث

روشهای ترموگرافی نوری جهت بازرسی غیرمخرب عیوب جدایش بین لایه ای و گسستگی در طول ضخامت قطعه مورد استفاده قرار می گیرد. ابتدا به امکان سنجی این روش جهت تشخیص عیوب ایجاد شده بر روی نمونه ای آزمایشی بصورت سوراخ های گرد به فاصله ۱,۷ تا ۴ میلیمتری از سطح مورد بازرسی پرداخته شده است. با توجه به شکل ۱۱ با تغییر فرکانس کاری از مقدار ۰,۴ تا ۰,۱ هرتز که خود وابسته به ضریب نفوذ حرارتی ماده مرکب با الیاف کربن می باشد؛ سطحی ترین و عمیق ترین عیب تعبیه شده در نمونه از جنس ماده مرکب تقویت شده با الیاف کربن شناسایی شده است. شکل ۹ بوضوح نمایانگر تصاویر با کیفیت خوب با بکارگیری فرکانس کاری ۰,۴ هرتز می باشد. همچنین با ارزیابی مد ارتعاشی در محل سوراخها با توجه به شکل ۱۲ به روش برشنگاری امکان شناسایی و کمی سازی مقادیر عیوب مورد مطالعه واقع شده است. با آنالیز و پردازش نتایج بدست آمده و گردآوری شده در نمودار کرنش بر حسب تعداد پیکسل در فرکانس کاری ۶,۸۵۰ کیلوهرتز؛ اندازه عیب به قطر ۳۹,۲ میلیمتر تحت بارگذاری دینامیکی مشخص شده در الگوی هاله ای شکل طبق شکل ۱۲ بدست آمده و همچنین مشاهده گردید که فرکانس تشدید با عمیق تر شدن عیوب تمایل به افزایش داشته است.

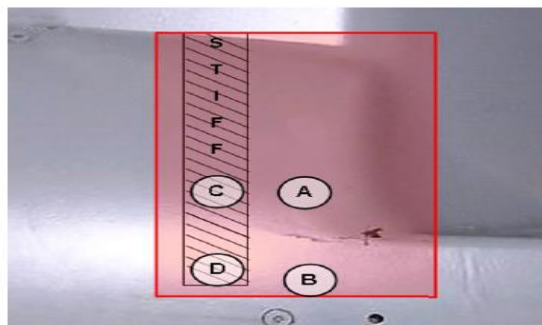


شکل ۱۱- امکان سنجی تشخیص عیوب جدایش به روش ترموگرافی نوری در فرکانسهای کاری مختلف الف) ۰,۱ هرتز ب) ۰,۴ هرتز [۲۸].

فراصوتی با تکنولوژی رفت و برگشتی جهت بدست آوردن توزیع آسیب ناشی از تجمع نواحی ترک خورده استفاده شده است. از روش A-scan و با بکارگیری ترانسدیوسری با فرکانس کاری ۲۰ مگاهرتز و با تاخیر زمانی تعبیه شده در آن جهت شناسایی عیوب استفاده شده است. جهت بدست آوردن سرعت امواج فراصوتی، صحت موقعیت پالس برگشتی از دیواره پشتی قطعه و کنترل و تنظیم کردن دامنه منتج سیگنال ارسالی؛ از بلوک‌های استاندارد شده از جنس قطعه مورد نظر و با تعداد لایه و چیدمان اشاره شده و با جدایش بین لایه ای ایجاد شده با ورق‌های نازک تفلونی استفاده شده است. بازرسی با حرکت دادن پراب یا ترانسدیوسر در نزدیکی نواحی مورد نظر که با توجه به شکل ۱۶ به ۴ قسمت با ضخامت‌های مختلف ناحیه A به ضخامت ۱،۷-۲،۱ میلیمتر، ناحیه B به ضخامت ۳،۶ تا ۴ میلیمتر و نواحی C و D در محدوده سفت کننده به ضخامت ۲،۶ تا ۴،۹ میلیمتر تقسیم شده؛ انجام شده است.

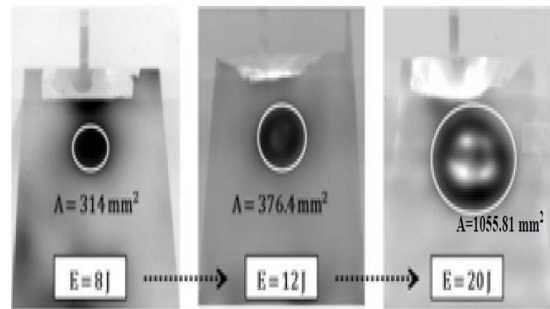


شکل ۱۵- بازرسی به روش چشمی سطوح بالایی و پشتی از ناحیه مورد مطالعه [۲۸].

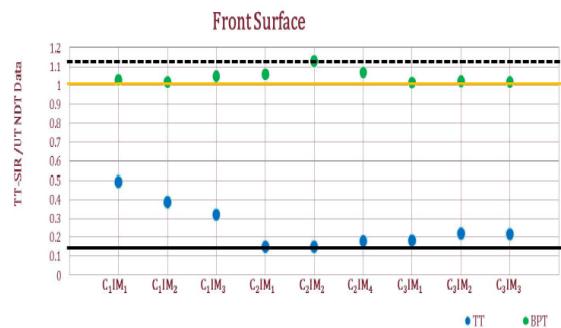


شکل ۱۶- باله مونتاژ شده که به ۴ ناحیه نشان داده شده با ضخامت‌های مختلف و با بکارگیری فرکانس کاری ۲۰ مگاهرتز تقسیم شده است [۲۸].

مقایسه با روش فراصوتی پیش بینی کرده است. اما نمودار نشان دهنده پیش بینی ضعیف نواحی آسیب دیده از ضربه توسط روش ترموگرافی گذرا می‌باشد.



شکل ۱۳- بازرسی سطح نمونه توسط ترموگرافی سونیک؛ افزایش سطح انرژی باعث افزایش سطح آسیب دیده می‌شود [۲۸].

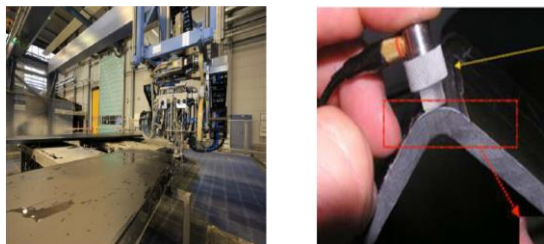


شکل ۱۴- مقایسه سطوح آسیب دیده از سمت جلویی ۹ نمونه ماده مرکب توسط دو روش نوین و روش فراصوتی [۲۸].

۳-۱- ارزیابی غیرمخرب باله^۱ مونتاژ شده با پنل از جنس ماده مرکب

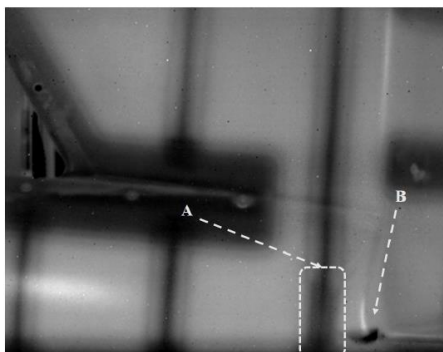
هدف مقایسه روش‌های غیرمخرب با انجام آزمون‌هایی بر روی سطوح تماسی پنل مونتاژ شده جهت ارزیابی توانایی روش‌ها در شناسایی نواحی آسیب دیده مربوط به رشد ترک در سطوح زیرین نواحی در دسترس بیرونی می‌باشد.

۳-۱-۱- انجام آزمون غیرمخرب به روش چشمی و فراصوتی آزمون غیر مخرب به روش چشمی معمولاً در شناسایی عیوب در حین سرویس دهی قطعات هواپیمایی بکار گرفته می‌شود. بطور ویژه قطعات شکست خورده در ابتدا با استفاده از این روش جهت تایید صحت طراحی و سپس جهت شناسایی میزان درصد نشانه‌های قابل مشاهده از سطح مقطع عرضی شکست در نواحی موردنظر استفاده می‌شود. با توجه به شکل ۱۵ سطح شکست در مسیر انحناداری به سمت منطقه با نام سفت کننده در حال رشد می‌باشد. به دلیل اینکه سطح تماس بازرسی شده سطحی مسطح و یکنواخت نمی‌باشد؛ از یک ترانسدیوسر



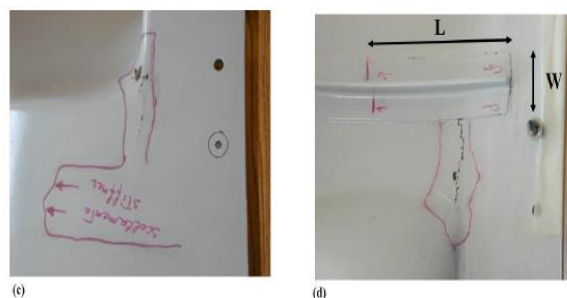
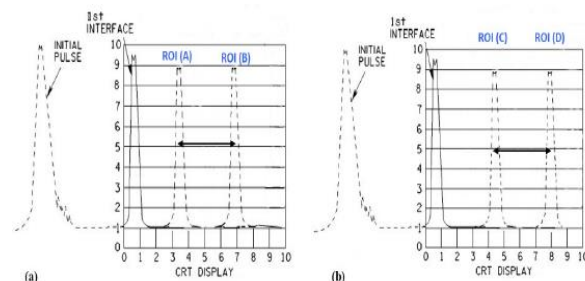
شکل ۱۸- بازرسی نمونه‌های A400M به دو روش c-scan و لمینوگرافی کامپیوتری اشعه ایکس [۴۰].

۳-۱-۲- انجام آزمون‌های غیرمخرب ترموگرافی و برشنگاری با بکارگیری روش‌هایی چون ترموگرافی به‌مراه برشنگاری دیجیتال نتایج تجربی بدست آمده توسط روش‌های غیرمخرب چشمی و فراصوتی مجدداً مورد بررسی قرار گرفته و سطوح بیرونی و در دسترس پانل از جنس ماده مرکب ابتدا بصورت نوری و سپس بصورت سونیک تحریک شده است. با توجه به شکل ۱۹ طی مدت زمان ۱۰ ثانیه با انجام تحریک نوری تمامی عیوب وابسته به نواحی ترک خورده و گسسته شده در سطوح تماسی پانل با سفت کننده در باله مشاهده شده است. همچنین با استفاده از تجهیزات ترموگرافی سونیک سطوح شکست و بطور ویژه گسستگی ایجاد شده در نواحی متصل به سفت کننده خود را بصورت حرارت ایجاد شده در اثر اصطکاک نشان داده و ارزیابی کمی نواحی آسیب دیده توسط بسته نرم افزاری اختصاصی این روش طبق شکل ۲۰ صورت گرفته است.



شکل ۱۹- تصویر مادون قرمز از باله مونتاژ شده الف) گسستگی در سفت کننده ب) بازرسی مسیر رشد شکست [۲۸].

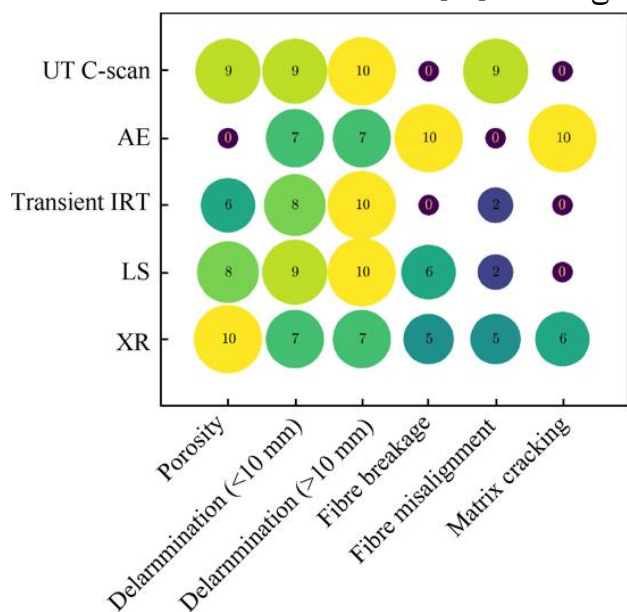
شناسایی عیوب جدایش بین لایه‌ای به مانند گسستگی خود را بصورت ایجاد سیگنال‌های اضافی قبل از پالس رفت و برگشتی از سطح پشت نمونه و از نواحی سالم و مورد مطالعه نشان می‌دهد. پس هنگامی که پراب به نواحی دارای عیب نزدیک می‌شود؛ کاهش در دامنه پالس برگشتی مشاهده می‌شود. با بکارگیری روش آنالیز افت ۶۰ دسی بل (که معادل ۵۰ درصد کاهش در موج بازگشتی است و این حدوداً در موقعیتی است که نقطه شاخص پراب دقیقاً روی لبه عیب قرار گرفته است) بعنوان معیار عملی و کاربردی جهت ایجاد کانتور نواحی دارای عیب استفاده می‌شود [۳۹]. همچنین با توجه به شکل ۱۷ عامل ایجاد گسستگی بین سطوح در تماس با تقویت کننده‌ها در باله‌ها همان ترک اولیه بوده است. ترک مورد نظر در ناحیه‌ای به ابعاد ۱۰ در ۳۰ سانتیمتر نشان داده شده است.



شکل ۱۷- الف) پالس برگشتی از سطح نمونه ب) پالس برگشتی از سفت کننده توسط روش فراصوتی با تکنیک A-scan ج) و د) گستردگی ناحیه آسیب دیده در سطوح بالایی و پشتی نمونه [۲۸].

همچنین در مطالعه صورت گرفته توسط توصیفیان و همکاران [۴۰] به مشکلات اکو بازگشتی از دیواره پشتی نمونه‌های با شکل خمیده در دم هواپیما A400M در روش c-scan اشاره شده است. با توجه به شکل ۱۸ پیشنهاد شده است تا از روش لمینوگرافی کامپیوتری اشعه ایکس جهت رفع این مشکلات و جهت بازرسی ترک‌های موجود در پوسته دم هواپیمای A400M با قابلیت اعتماد بالای ۹۵ درصد استفاده شده است.

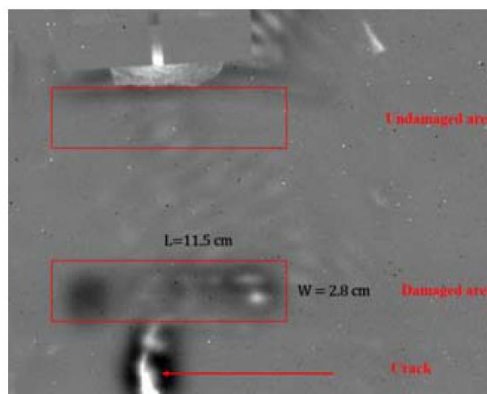
اکوستیک، ترموگرافی مادون قرمز، برشنگاری لیزری و اشعه ایکس با دو روش ترموگرافی و لمینوگرافی می‌باشد. محور افقی بیانگر انواع عیوب مورد بررسی در سازه‌های هوایی به ترتیب از چپ به راست؛ تخلخل، جدایش بین لایه ای با اندازه های کمتر و بزرگتر از ۱۰ میلی‌متر، شکست الیاف، عدم تراز بودن یا چرخش الیاف و میکروتَرَکهای ماتریسی می‌باشد. شکل با ارائه امتیاز از ۰ برای بی اثرترین تا ۱۰ موثرترین روش در ارزیابی عیب مورد نظر کمی شده است [۴۰].



شکل ۲۲- شناسایی موثرترین و بی اثرترین روش غیر مخرب در ارزیابی کمی عیوب موجود در سازه‌های کامپوزیتی هواپیما [۴۰].

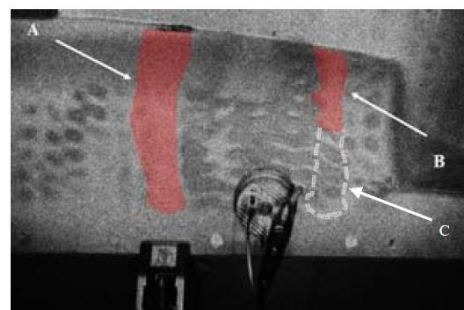
۴- نتیجه گیری

سه روش غیرمخرب جهت شناسایی نواحی عیب‌دار در قطعه از جنس ماده مرکب مورد استفاده قرار گرفت. در این میان با توجه به شکل ۱۱ روش ترموگرافی نوری قادر به شناسایی و ارزیابی کمی اندازه و عمق عیوب (سوراخ‌های ته گرد ایجاد شده بعنوان عیب جدایش بین لایه‌ای) بوده است. ماده مرکب پایه پلیمری تقویت شده با الیاف دارای استحکام مخصوص بالا بوده و از سفت کننده‌ها در آن جهت افزایش سفتی در جهت‌های مشخص استفاده شده است. در نتیجه در این مواد پرکاربرد؛ شناسایی و پیدا کردن مقادیر کمی عیوبی چون جدایش بین لایه‌ای، گسستگی و آسیب‌های ضربه جزء پایه و اساس مطالعات بر روی این مواد می‌باشد. از روش ترموگرافی سونیک جهت شناسایی عیوب ایجاد شده با انرژی‌های ضربه ای مختلف بر روی سه نمونه آزمایشگاهی استفاده شد. با توجه به نمودار ارائه شده در شکل ۱۳؛ روش ترموگرافی سونیک تقریباً با دقت بطور متوسط بیش از ۹۳ درصد نواحی متشکل و گسترده شده از



شکل ۲۰- ارزیابی کمی نواحی بازرسی شده از باله مونتاژ شده به روش ترموگرافی سونیک [۲۸].

روش برشنگاری دیجیتالی با قرار گیری ماده پیزوالکتریک جهت ایجاد بارگذاری دینامیکی بر روی سطح بیرونی پانل صورت گرفت. سپس با افزایش فرکانس اعمالی بطور منظم تا ۲۰ کیلوهرتز؛ تشکیل تدریجی الگوهای هاله‌ای وابسته به افزایش مقدار فرکانس تشدید مشاهده گردید. الگوهای پیچیده تحت تاثیر مدهای ارتعاشی در نواحی گسسته شده ناشی از عدم تطابق سفتی خمشی سطوح تماسی پانل و سفت کننده می‌باشد. شکل ۲۱ الگوی پیچیده ایجاد شده در سطوح تماسی باله و سفت کننده را نشان می‌دهد.



شکل ۲۱- شناسایی نواحی سالم (A) و نواحی آسیب دیده (B) سفت کننده با فرکانس کاری ۱۶ کیلوهرتز و به روش برشنگاری [۲۸].

در مطالعه صورت گرفته توسط آقای توصیفیان و همکاران با در نظر گرفتن مزایا و مضرات روشهای مختلف بازرسی غیرمخرب؛ اشاره شده که نمیتوان یک روش برتر برای ارزیابی یکپارچگی سازه‌های هوافضا در نظر گرفت. در نتیجه با ارائه شکل ۲۲ به بررسی بازرسی انواع مختلف عیبها با استفاده از روش‌های ارائه شده بر روی سازه‌های از جنس الیاف کربن هواپیمایی پرداخته شده است. روش‌های تست‌های غیرمخرب بر روی محور عمودی از بالا به پایین به ترتیب؛ روش C-scan التراسونیک، انتشار موج

ارزیابی عیوب ناشی از ضربه چون میکروتورکهای ماتریسی، شکست و چرخش الیاف می‌باشد. در ضمن محدودیت این روش بدلیل وابسته بودن آن اندازه و عمق عیوب می‌باشد. روشهای مختلف برشنگاری قادر به شناسایی عدم اتصال و حفره‌های موجود در داخل سازه هواپیمایی می‌باشند. روش برشنگاری همانند روش ترموگرافی وابسته به مرزهای عدم اتصال، اندازه و عمق عیوب می‌باشد.

۵- منابع

- [1] Abrate, S., (1998). *Impact on composite structures*, Cambridge university press, Cambridge.
- [2] Richardson, M.O.W., Wisheart, M.J., (1996). Review of low-velocity impact properties of composite materials, *Compos. part A*, 27A, 1123-1131.
- [3] Olivier, P., Cottu, J.P., Ferret, B., (1995). Effects of cure cycle pressure and voids on some mechanical properties of carbon/epoxy laminates, *Compos.*, 26, 509-515.
- [4] Liu, L., Zhang, B.M., Wang, D.F., Wu, Z.J., (2006). Effects of cure cycles on void content and mechanical properties of composite laminates, *Compos. Struct.*, 73, 303-309.
- [5] Scarponi, C.B., Briotti, G., (2000). Ultrasonic technique for the evaluation of delaminations on CFRP and GFRP, *Compos., part B*, 31, 237-243.
- [6] Maldague, X.P.V., (2001). *Theory and practice of infrared technology for non destructive testing*, John Wiley & Sons, Canada.
- [7] Meola, C., Carlomagno, G.M., Squillace, A., Vitiello, A., (2006). Non destructive evaluation of aerospace materials with lock-in thermography, *Eng. Fail. Anal.*, 13, 380-388.
- [8] Angelis, G.D., Meo, M., Almond, D.P., Pickering, S.G., Polimeno, U., (2011). Impact damage detection in a composite wing stiffened panel using thermosonics and digital shearography, *Key eng. Mater.*, 471-472, 904-909.
- [9] Angelis, G.D., Meo, M., Almond, D.P., Pickering, S.G., Angioni, S.L., (2012). A new technique to detect defect size and depth in composite structures using digital shearography and unconstrained optimization, *NDT&E int. j.*, 45, 91-96.
- [10] Gaudenzi, P., Bernabei, M., Dati, E., Angelis, G.D., Marrone, M., Lampani, L., (2014). On the evaluation of impact damage on composite materials by comparing different NDI techniques, *Compos. Struct.*, 12, 257-266.
- [11] Hung, Y.Y., Luo, W.D., Lin, L., Shang, H.M., (2000). Evaluating the soundness of bonding using shearography, *Compos. struct.*, 50, 353-362.
- [12] Steinchen, W., Yang, L., (2003). Digital shearography: theory and application of digital speckle pattern shearing interferometry, *SPIE. J.*, PM100, 330.
- [13] Mabrouki, F., Genest, M., Shi, G., Fahr, A., (2009). Numerical modeling for thermographic inspection of fiber metal laminates, *NDT&E int. j.*, 42, 581-588.
- [14] Junyan, L., Liqiang, L., Yang, W., (2013). Experimental study on active infrared thermography as a NDI tool for carbon-carbon composites, *Compos. part B: eng. J.*, 45(1), 138-147.
- [15] Pickering, S., Almond, D., (2008). Matched excitation energy comparison of the pulse and lock-in thermography NDE techniques, *NDT & E int. j.*, 41(7), 501-509.
- [16] Meola, C., Carlomagno, G.M., Squillace, A., Vitiello, A., (2006). Non-destructive evaluation of aerospace materials with lock-in thermography, *Eng. Fail. Anal.*, 13(3), 380-388.

عیوب را در مقایسه با روش فراصوتی پیش بینی کرده است. با توجه به شکل ۱۲؛ ارزیابی عیوب با استفاده از مدهای ارتعاشی محلی بدست آمده از عیب جدایش بین لایه‌ای توسط روش برشنگاری انجام گرفت. متوسط اندازه عیوب مشاهده شده در ۱۰ بار متوالی بررسی؛ با اندازه واقعی سوراخ‌های ایجاد شده مقایسه گردید. با استفاده از پروفیل موجی شکل کرنش؛ مرزهای عیوب با درصد خطای ۵ تا ۱۰ مشخص گردید. در نتیجه هر دو روش ترموگرافی و برشنگاری اندازه عیوب را با دقت بالای ۹۰ درصد تخمین زدند. از نتایج بدست آمده از آزمون فراصوتی جهت بررسی سازه واقعی هوایی در کنار روش‌های ترموگرافی و برشنگاری استفاده شد. با توجه به شکل ۱۹ روش ترموگرافی نوری قادر به تصویربرداری سریع از نواحی شکست و گسسته شده در سطح قطعه واقعی در مقایسه با روش‌های سنتی می‌باشد. با توجه به شکل ۲۰ با بکارگیری روش ترموگرافی سونیک با فرکانس کاری ۱۸ کیلوهرتز الگوی تمیزی از سطح عیوب ایجاد می‌شود که اندازه تخمین زده شده قابل مقایسه با روش‌هایی چون آزمون چشمی و فراصوتی می‌باشد. با توجه به شکل ۲۱ روش برشنگاری نیز جهت شناسایی گسستگی‌ها برای قطعه واقعی در حین سرویس مناسب بوده است. از جمله پارامترهای مهم در روش آزمون‌های غیرمخرب سادگی اجرا و کوتاه بودن از لحاظ زمانی فرآیند می‌باشد. روش برشنگاری بر خلاف روش c-scan آزمون فراصوتی بسیار سریع تر می‌باشد و قادر بوده تا نتایج تجربی را در عرض مدت زمان اندکی جمع آوری کند. در نتیجه استفاده از روش سریع و موثر ترموگرافی مادون قرمز در نتایج آزمون شکست نمونه‌ها و روش ترموگرافی سونیک جهت ارزیابی شبه کمی عیوب ناشی از ضربه و گسستگی و استفاده از دو روش ترموگرافی و برشنگاری جهت بازرسی جامع قطعات از جنس ماده مرکب آزمایشگاهی و واقعی بجای روش‌های سنتی چون آزمون فراصوتی پیشنهاد شده است. مطالعه صورت گرفته توسط یوسفیان و همکارانش نیز به نتایج مشابهی با تحقیق صورت گرفته و جهت اعتبارسنجی آن رسیده است. روش معمول التراسونیک بدلیل زمانبر بودن، بازگشت امواج مختلف و پراکنده شدن آنها بدلیل عیوب مختلف، بزرگنمایی پایین و عدم انطباق امپدانس یا مقاومت ظاهری بین هوا و سازه هواپیمایی مورد نظر قابل قیاس با روشهای دیگر در زمینه ارزیابی عیوب نمی‌باشد. با بکارگیری روش ارایه فازی برگشت زمانی؛ c-scan التراسونیک قادر به ارزیابی عیوب تخلخل، جدایش بین لایه ای و عدم ردیف بودن الیاف و چرخش آنها بادقت بالایی در سطوح پیچیده کامپوزیتی هواپیماها خواهد بود. روش ترموگرافی روشی موثر در

- [28] De Angelis, G., Dati, E., Bernabei, M., (2015). Development on aerospace composite structures investigation using thermography and shearography in comparison to traditional NDT methods, *IEEE. J.*, 49-55.
- [29] Choi, M., Kang, K., Park, J., Kim, W., Kim, K., (2008). Quantitative determination of a subsurface defect of reference specimen by lock-in infrared thermography, *NDT&E int. j.*, 41, 119-124.
- [30] Safari chaykandi, J., Abadi, M.T., (2016). Thermal response analysis of lock-in thermography test to identify the delamination in composite materials, *The j. of struct. Mec. and fluid*, 6(3), 119-136.
- [31] Wallbrink, C., Wade, S.A., Jones, R., (2007). The effect of size on the quantitative estimation of defect depth in steel structures using lock-in thermography, *J. of appl. Phys.*, 101 (10), 104907.
- [32] Akbari, D., (2012). *Development and application of non destructive testing of digital shearography in evaluation of defects in composite materials*, Ph.D. Thesis, Mechanical engineering, University of Tehran, Tehran, (In Persian فارسی).
- [33] Akbari, D., Soltani, N., Farahani, M., (2013). Numerical and experimental investigation of defect detection in polymer materials by means of digital shearography with thermal loading, *Proc. of the inst. of mech. Eng., part B: J. of eng. Manuf.*, 227(3), 430-442.
- [34] Hung, Y., Chen, Y.S., Ng, S., Liu, L., Huang, Y., Luk, B., Ip, R., Wu, C., Chung, P., (2009). Review and comparison of shearography and active thermography for non destructive evaluation, *Mat. Sci. and eng.: R: Reports*, 64(5), 73-112.
- [35] Francis, D., Tatam, R., Groves, R., (2010). Shearography technology and applications: a review, *Meas. Sci. and technol.*, 21(10), 102001.
- [36] Olympus NDT, (2007). *Advances in phased array ultrasonic technology applications*.
- [37] Chatillon, S., C.G., *Ultrasonics*, (2000). 38, 131-134.
- [38] Steve Mahaut, J.-L.G., *Ultrasonics*, (2004). 42, 791-796.
- [39] De Paolis, F., (2007). *Fairing assembly NDT procedure*, Chemistry department.
- Towsyfyhan, H., Biguri, A., Boardman, R., Blumensath, T., (2019). Successes and challenges in non-destructive testing of aircraft composite structures, *Chinese j aeronaut.* 28, 1-20.
- [17] Wu, D., Zweschper, T., Salerno, A., Busse, G., (1998). Lock-in thermography for nondestructive evaluation of aerospace structures, *NDT Net*, 3(9).
- [18] Lahiri, B.B., Bagavathiappan, S., Reshmi, P.R., Philip, J., Jayakumar, T., Raj, B., (2012). Quantification of defects in composites and rubber materials using active thermography, *Infrared phys. & technol. J.*, 55(2-3), 191-199.
- [19] Vijayaraghavan, G.K., Majumder, M.C., Ramachandran, K.P., (2010). Quantitative analysis of delaminations in grp pipes using thermal NDTE technique, *J. of adv. Res. in mec. Eng.*, 1(1).
- [20] Chatterjee, K., Tuli, S., Pickering, S.G., Almond, D.P., (2011). A comparison of the pulsed, lock-in and frequency modulated thermography nondestructive evaluation techniques, *NDT&E int. j.*, 44, 655-667.
- [21] Ferreira, J.P., Lopez, F., Nicolau, V., Albertazzi, A., Willemann, D., (2011). Comparison of infrared thermography and shearography for non-destructive evaluation of composites materials by pulsed-heating excitation, *5th pan American conf. for NDT*, (pp. 1-9), America.
- [22] Amenabar, I., Mendikute, A., López-Arraiza, A., Lizaranzu, M., Aurrekoetxea, J., (2011). Comparison and analysis of non-destructive testing techniques suitable for delamination inspection in wind turbine blades, *Compos. part B: eng.*, 42(5), 1298-1305.
- [23] Kadlec, M., Růžek, R., (2012). A comparison of laser shearography and C-scan for assessing a glass/epoxy laminate impact damage, *Appl. Compos. Mater.* 19(3-4), 393-407.
- [24] Kim, G., Hong, S., Jhang, K.Y., Kim, G.H., (2012). NDE of low-velocity impact damages in composite laminates using ESPI, digital shearography and ultrasound C-scan techniques, *Int.l j. of pr. Eng. and man.*, 13(6), 869-876.
- [25] Akbari, D., Soltani, N., (2013). Investigation of loading parameters in detection of internal cracks of composite material with digital shearography, *World appl. Sci. j.*, 21(4), 526-535.
- [26] De Angelis, G., Dati, E., Bernabei, M., Betti, L., Menner, P., (2016). Non destructive investigation of disbonding damage in air cooling inlet composite panel using active thermography and shearography, *MAYFEB j. of mater. Sci.*, 1.
- [27] Blain, P., Vandenrijt, J.-F., Languy, F., Kirkove, M., Thérout, L.-D., Lewandowski, J., Georges, M., (2019). Artificial defects in CFRP composite structure for thermography and shearography nondestructive inspection, *SPIE J.*, 104-493H.

A Review on Non-Destructive Identification of Defects in Fiber Reinforced Polymeric base Composites

Soheil Mirzaahmadi¹, Davood Akbari^{2*}

1- Ph.D Candidate of Mechanical Engineering, Department of Mechanical Engineering, University of Tarbiat Modares, Tehran, Iran

2- Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, University of Tarbiat Modares, Tehran, Iran

* daakbari@modares.ac.ir

Abstract:

In recent years, limitations such as the inability to inspect composite materials in common non-destructive testing methods (NDT) have led to the development of new methods such as optical thermography (OPT) and digital shearography (DISH) which are able to resolve these limitations with non-contact and full field inspection. The aim of this paper is to compare the new and traditional NDT methods and also to mention the main features of these new methods such as detection of the defects by stimulating the specimen and receiving its response as out-of-plane displacement derivative (strain) and temperature gradients. The results show that the loading conditions, type of inspected defects, shear amount and the studied material are effective parameters in DISH to accurately estimating the size and depth of defects and also can show that the phase difference between reflected waves for healthy and defective regions in OPT increases up to a specific and optimum frequency value. Moreover, phase difference of waves can be used to determine the defect depth. Additionally, due to the indirect and non-contacting nature of the new methods in measuring defects, the correct determination of the type, size, depth and position of defects is associated with a small percentage of errors. Finally, it is proved that infrared thermography is a quick and effective method for a pass-fail test. Sonic thermography is capable for semi-quantitative evaluation impact related defects and combination of both OPT and DISH methods demonstrated as applicable for full field inspection of composite components instead of traditional methods.

Keywords: Fiber reinforced polymer composites, NDT, Digital shearography, Optical thermography, Sonic thermography