

شناسایی عیوب در قطعات لانه زنبوری ساندویچی سطوح پروازی به کمک روش گرمانگاری با تزریق هوای گرم

جلال جواهری پور

هوایمایی جمهوری اسلامی ایران
jjpour@iranair.com

چکیده

کاهش زمینگیری هواپیما در فرایند تعمیر و نگهداری و همچنین بررسی وضعیت موجود قطعات لانه زنبوری (همچون سکان‌های عمودی و افقی در طول عمر و سیکل‌های کاری هواپیما که در شرایط متفاوت آب و هوایی قرار می‌گیرند) از اهمیت ویژه‌ای در صنعت هوایمایی برخوردار می‌باشد. مطمئن‌ترین روش برای اطمینان از عدم وجود عیوب در این سازه‌ها، استفاده از روش گرمانگاری است. اساس این روش مبتنی بر خاصیت گرمایی ویژه‌ی مواد و ثبت تغییرات دما در طی زمان رسیدن به نقطه‌ی تعادل دمایی در سطوح مورد مطالعه است. شرکت‌های معتبر سازنده‌ی هواپیما همچون بوئینگ و ایرباس تاکنون از روش‌های حبس گرما و گرمادهی لحظه‌ای برای شناسایی عیوب احتمالی استفاده نموده‌اند. لذا استفاده از روش "شناسایی عیوب در قطعات لانه زنبوری ساندویچی سطوح پروازی به کمک روش گرمانگاری با تزریق هوای گرم"، در بخش آزمون‌های غیر مخرب هوایمایی جمهوری اسلامی ایران به عنوان یک طرح امکان‌سنجی ارائه شد تا موارد مختلف از جمله کاهش زمان بازرسی، کاهش خطاهای نیروی انسانی، امکان بازرسی در محیط‌های باز، شناسایی موقعیت و ابعاد دقیق عیوب، کاهش هزینه‌ها، کاهش زمان زمین‌گیری هواپیما، قابلیت کشف عیوب مورد انتظار و همچنین مزایا و محدودیت‌های این روش با سایر روش‌های گرمانگاری متداول مورد بررسی و ارزیابی قرار گیرد. این مقاله ضمن تشریح اصول بازرسی با روش گرمانگاری، به امکان استفاده از جریان هوای گرم در گرمانگاری سازه‌های "لانه زنبوری ساندویچی سطوح پروازی" و نتایج حاصل می‌پردازد.

واژگان کلیدی: گرمانگاری، جریان هوای گرم، آزمون‌های غیر مخرب، قطعات لانه زنبوری، ترموگرافی

۱- مقدمه

قطعات ساخته شده از مواد مرکب می‌باشد [۱]. شناسایی عیوب با کمک بازرسی چشمی در مواد مرکب مشکل‌تر از فلزات است. بطور مثال اگر چکشی به یک سازه‌ی آلومینیومی برخورد کند، آسیب وارد شده بر راحتی قابل مشاهده است. در مقابل اگر همان چکش به سطح یک سازه‌ی مرکب برخورد کند به سختی می‌توان شدت و عیوب ایجاد شده را مشاهده کرد. باز شدن رزین‌ها، لایه لایه شدن، نفوذ اجسام خارجی، تخلخل، حبس آب، آسیب ناشی از ضربه، هم محور نبودن الیاف، خرد شدن الیاف، خش، ترک رزین، و تغییر چگالی از جمله عیوب مواد مرکب در حین ساخت و پس از آن است. استفاده از روش‌های معمول آزمون‌های غیر مخرب همچون فراصوت هرچند متداول

استفاده از مواد مرکب^۱ در ساخت هواپیماها به جهت سبکی، استحکام و دیگر خواص فیزیکی مناسب، رو به افزایش است. در سطوح کنترل پروازی هواپیما همچون سکان عمودی^۲ و افقی^۳، معمولاً مواد مرکب بصورت قطعات قطعات لانه زنبوری ساندویچی^۴ بکار می‌روند. این سطوح ممکن است به علت عبور از شرایط مختلف آب و هوایی دچار آسیب شوند. شناسایی قطرات آب محبوس و بررسی عیوب داخلی ناشی از دوره‌های متناوب "یخ زدگی/ آب شدن" که موجب کاهش استحکام این نوع سازه‌ها می‌شود، بسیار مهم است. جدا شدن لایه‌ها، جدایش مواد از هم و نفوذ آب در مواد لانه زنبوری ساندویچی از جمله عیوب متداول در

⁴ Horizontal Elevator

⁵ Honeycomb Sandwich Panel

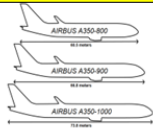


¹ Composite Material

² Vertical Rudder

مواد مرکب با توجه به نیازها، دیرسوز بودن، عدم تولید دوده به هنگام آتش سوزی (درقطعات کابین)، غیر مغناطیسی بودن و قابلیت بکارگیری در طیف وسیعی از دماها، با سرعت گسترش یافته است.

پس از نزدیک به هفتاد سال استفاده از مواد مرکب در هواپیماهای نظامی، همانطور که در شکل (۱) مشاهده می شود امروزه رشد استفاده از این مواد در هواپیماهای بازرگانی به گونه‌ای گسترش یافته است که حدود پنجاه درصد از کل هواپیمای بوینگ ۷۸۷ و ایرباس ۳۵۰ از مواد مرکب ساخته شده‌اند [۲-۵].

است ولی با توجه به محدودیت‌های موجود، کافی نیست. بررسی تغییر خواص الاستیکی نیز نمی‌تواند منجر به شناسایی قطرات آب در شبکه داخلی و عیوب داخلی شود. همچنین با افزایش عمر سازه‌های مذکور باید از وضعیت عیوب احتمالی موجود در این مواد آگاه شد تا تدابیر لازم جهت تعمیر آن‌ها اتخاذ شود. از طرف دیگر در سازه‌های نوین هوا فضا، بکارگیری مواد مرکب به علت کاهش زیاد وزن، شکل پذیری آسان، قابلیت اتصال به سازه‌های دیگر، استحکام و دوام بالا، کندی سرعت گسترش عیوب، مقاومت به خوردگی بالا، هزینه‌ی تولید پائین، قابلیت کنترل خواص

| درصد مواد بکار رفته در ساخت هواپیمای A350 | | درصد مواد بکار رفته در ساخت هواپیمای B787 ¹ | |
|---|--|---|---|
|  | <ul style="list-style-type: none"> 53% composites, 19% Al/Al-Li, 14% titanium, 6% steel, and 8% miscellaneous |  |  |
| | | | <ul style="list-style-type: none"> 50% composites, 20% aluminum, 15% titanium, 10% steel and 5% other. |

شکل (۱) درصد مواد مرکب در هواپیماهای A350 و B787 [۲-۵]

افزایش سرعت عملیات بازرسی و کاهش هزینه‌ها، انجام ترموگرافی جایگزین بخش عمده‌ای از عملیات رادیوگرافی شده است. شکل (۲) تصاویر حاصل از گرمانگاری و رایوگرافی را در یک سازه لانه زنبوری دو لایه مقایسه می نماید. تصویر وسط-راست سازه‌ای از جنس مواد مرکب لانه زنبوری با ساختار گوه‌ای شکل است که پرتوهای اشعه ایکس با عبور از سازه بر روی فیلم نصب شده در بالای سازه نگاشته می شود. نمونه‌ای از تصاویر رادیوگرافی (بالا-راست) و گرمانگاری (پائین-راست) در این تصویر مشخص است. تصاویر سمت چپ نمونه‌ای از ساختار سازه‌های گوه‌ای مواد مرکب را نشان می دهد. نفوذ آب در سازه یکی از عیوب مهم می باشد که باید کشف شود.



شکل (۲) ترموگرافی جایگزینی مناسب برای کشف آب در سازه‌های ساندویچی لانه زنبوری

پس از کشف طیف مادون قرمز توسط ویلیام هرشل^۶ (اختر شناس و موسیقی دان) در سال ۱۸۰۰ میلادی [۶]، ماسدینو ملونی^۷ توانست اولین ترموکوپل اختراع شده توسط لئوپلد نوبلی^۸ را بهبود بخشیده و ترموکوپلی مرکب از چندین ترموکوپل را با حساسیت بالا بسازد. با کمک این ترموکوپل پسر ویلیام هرشل اولین تصویر مادون قرمز را با استفاده از اختلاف تبخیر لایه‌ی نازکی از روغن در سال ۱۹۴۰ به ثبت رساند [۷]. اختراعات فراوانی در زمینه‌ی گرمانگاری^۹ مابین جنگ جهانی اول و دوم، باعث ظهور روش گرمانگاری در آزمون‌های غیر مخرب شد [۸].

یکی از عیوب متداول در سازه‌های مرکب لانه زنبوری نفوذ آب می‌باشد. در این سازه‌ها به جهت حرکت هواپیما در دماها و شرایط مختلف جوی احتمال نفوذ آب به بخش لانه زنبوری افزایش می‌یابد. بر این اساس یخ زدن آب و متعاقب آن افزایش حجم یخ باعث آسیب دیدن تدریجی این سازه‌ها می‌شود. در گذشته برای کشف آب در این مواد از تاباندن اشعه‌ی ایکس، ثبت تصویر روی فیلم، ظهور و سپس تفسیر فیلم‌های مربوطه استفاده می‌شد. در مقابل امروزه به منظور کاهش خطرات ناشی از پرتوهای یون ساز و نیز با هدف

⁹ Thermography

⁶ William Herschel

⁷ Macedonio Melloni

⁸ Leopold Nobili

۱-۱-۱- اصول، فرضیات و شناخت موضوع

۱-۱-۱- نور مادون قرمز

با استفاده از دوربین‌های گرمانگاری می‌توان وجود حرارت را، که به طور طبیعی برای چشم انسان نامرئی است، به تصویر کشید. لذا ترموگرافی مادون قرمز دانشی است که عملاً گرما را برای ما قابل رؤیت می‌کند. اشعه‌ی مادون قرمز نزدیک^{۱۴} و متوسط^{۱۵} توسط گروه وسیعی از تجهیزات الکترونیکی همچون دستگاه‌های کنترل از راه دور استفاده می‌شود. این در حالی است که نور مادون قرمز گرمایی^{۱۶} با طول موج بین ۲ تا ۱۵ میکرومتر، به جای این‌که توسط ماده منعکس شود، در سطوح اتمی ساطع می‌شود. مطابق نظریه‌ی پلانک^{۱۷} در دمای بالا تر از صفر درجه‌ی کلوین، مواد تشعشع الکترو مغناطیس را به صورت تابعی از دما ساطع می‌نمایند (طول موج و انرژی تشعشع تابعی از دما است). به این ترتیب انرژی ساطع شده از پرتو^{۱۸} با افزایش دما زیاد می‌شود [۱۰].

۱-۱-۲- عوامل مؤثر

جسم مورد بازرسی و خواص فیزیکی آن (ظرفیت گرمایی ویژه، دانسیته، هدایت حرارتی، صافی سطح، میزان کدورت رنگ سطح)، نوع ساختمان جسم، توانایی دوربین، زاویه‌ی دوربین با سطح مورد بازرسی، فاصله‌ی دوربین، توانمندی بازرسی، و شرایط جوی و محیطی، از عوامل مهم و مؤثر بر عملیات گرمانگاری است [۹].

۱-۲- اصول کلی گرمانگاری با استفاده از پتوهای حرارتی:

شکل (۳) مراحل بازرسی سکان افقی متحرک هواپیما که بصورت گوه‌ای طراحی شده است را نشان می‌دهد. در این روش سطح بالایی با استفاده از پتوهای برقی مخصوص تا دمایی خاص گرم می‌شود و بازرسی پس از اطمینان از تعادل گرمایی در سازه، ابتدا بخش زیرین سازه را گرمانگاری می‌نماید و پس از آن با حذف پتوها، بخش بالایی مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

این روش فقط برای گرمانگاری سطوح تقریباً افقی استفاده می‌شود.

شرکت هواپیمایی ایرباس^{۱۰} برای کنترل و بازرسی سطوح پروازی لانه زنبوری مرکب هواپیماهای تولیدی خود روش‌های زیر را معرفی نموده است [۷ و ۹]:

۱- گرم کردن سطوح و رساندن به دمای تعادل توسط پتوهای حرارتی^{۱۱} و گرما دهی مخصوص (مستقیم روی هواپیما)

۲- گرم کردن موضعی سطوح و رساندن به دمای تعادل (مستقیم روی هواپیما)

۳- قرار دادن سازه در گرم خانه با دمای کنترل شده (قطعه‌ی باز شده از هواپیما)

۴- قرار دادن سازه در سردخانه با دمای کنترل شده (قطعه‌ی باز شده از هواپیما)

نمونه‌ای از نحوه‌ی گرم کردن سطوح و رساندن به دمای تعادل توسط پتو و گرما دهی مخصوص (مستقیم روی هواپیما) در بخش اصول، فرضیات و شناخت موضوع به اختصار بیان شده است. روش‌های جاری بازرسی سطوح پروازی لانه زنبوری مرکب مذکور در هواپیماهای ایرباس نظیر ترموگرافی سکان بالابر^{۱۲} و سکان عمودی متحرک^{۱۳}، هرچند کاربردی هستند ولی دارای نقاط ضعف نسبی به شرح زیر می‌باشند:

■ هزینه‌ی تجهیزات

■ حجم و تعداد تجهیزات بازرسی (دوربین، کابل‌ها، کنترلر، تنوع پتوهای حرارتی با توجه به موضع بازرسی و غیره)

■ زمان زمین‌گیری هواپیما

■ زمان بازرسی

■ نیاز به فضای بزرگ همراه با کنترل روشنایی و دما (آشپانه، سردخانه و گرمخانه)

■ نیاز به تکرار کل فرآیند (در صورتی که در زمان محدود بازرسی، بخشی از بازرسی به پایان نرسد)

لذا با توجه به موارد مذکور، ایده‌ی استفاده از تزریق هوای گرم در سازه توسط تیم تحقیقاتی هواپیمایی جمهوری اسلامی ایران به عنوان امکان‌سنجی مورد مطالعه قرار گرفته است.

¹⁵ Mid Infrared

¹⁶ Thermal Infrared

¹⁷ Max Plank

¹⁸ Emittance

¹⁰ Airbus

¹¹ Thermal Blanket

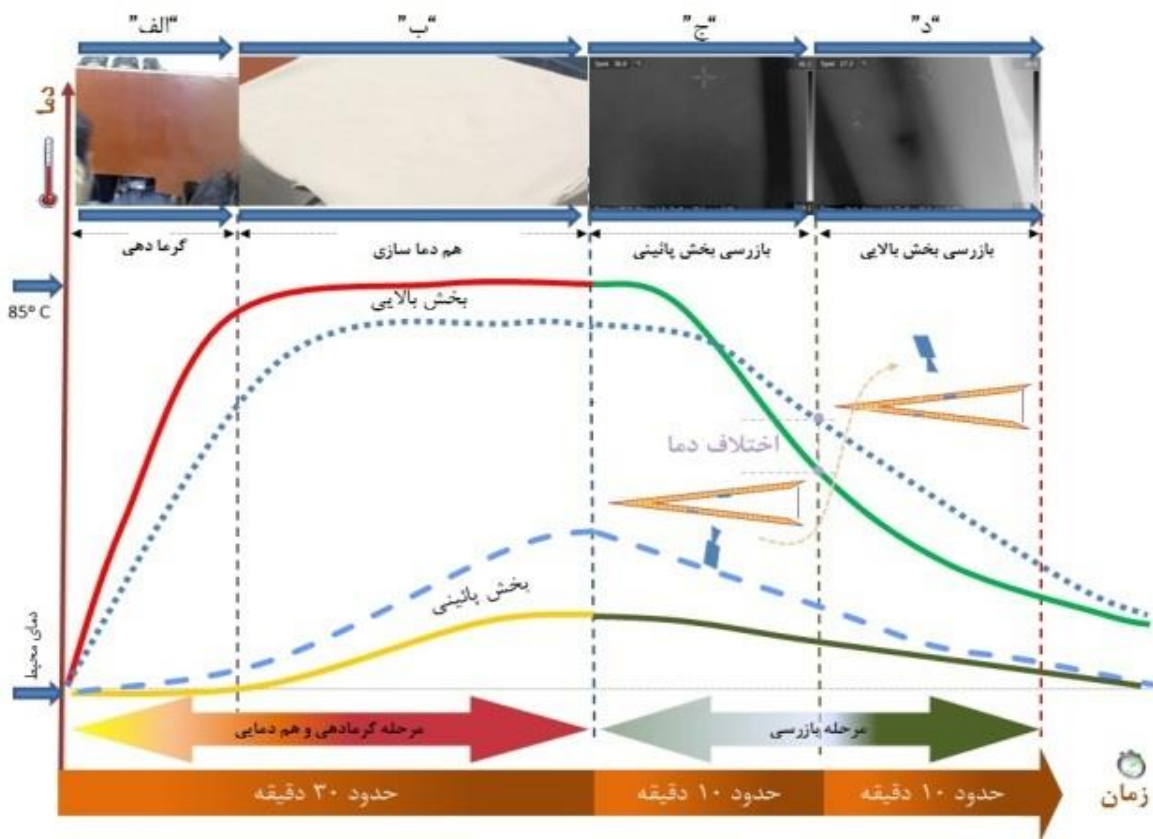
¹² Elevator

¹³ Rudder

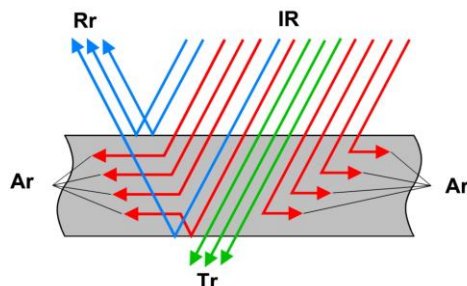
¹⁴ Near Infrared

- سطح پایینی قطعه توسط دوربین گرمانگاری بازرسی می‌شود- بخش "ج" شکل (۳).
- سطح بالائی قطعه توسط دوربین گرمانگاری بازرسی می‌شود- بخش "د" شکل (۳).
- تکرار عملیات در صورت لزوم و یا انجام عملیات روی سایر سطوح

- ابتدا پتو روی سطح گسترده و در یک فرآیند گرمادهی یکنواخت، قطعه در مدت زمان مشخص و در محدوده گرمایی مشخص، گرم می‌شود- بخش "الف" شکل (۳).
- پس از اطمینان از هم‌دمایی قطعه (دمای تعادل) انرژی گرمایی قطع می‌شود (تثبیت گرما)- بخش "ب" شکل (۳).



شکل (۳) تغییرات دمای آب و صفحات کامپوزیتی نسبت به زمان با استفاده از پتوهای حرارتی (رسم و ایده یا استفاده از مراجع [۷] و [۱۰])



شکل (۴) تبدیل انرژی سطحی (رسم با ایده از مرجع [۱۱])

۳-۱- فرضیات

الف- در صورت جذب تشعشع، انرژی به گرما تبدیل شده و مجدداً به صورت امواج الکترو مغناطیس ساطع می‌شود. این امواج روی صفحه نمایش دوربین ترموگرافی با کنتراست‌های مختلف با توجه به شکل شماره (۴) قابل مشاهده است.

ب- عدم استفاده از استحکام دهنده‌های ۲۳ بین سطوح لانه زنبوری در ساده سازی انتقال همرفتی

۲- مواد و روش‌ها

۲-۱- طراحی ماکت و شرایط محیطی
 در ایده گرم‌نگاری با استفاده از جریان هوای گرم ۲۴: به منظور ساده سازی بازرسی سکان افقی متحرک هواپیما (سطوح کنترل) ، ماکتی مطابق شکل (۵) توسط نویسنده مقاله و همکاران مهندسی و تعمیرات "هما" طراحی ساخته شد و عیوب عمدی در نقاط مختلف این سازه تعبیه گردید.

رابطه (۱) تعادل میان گرمایی ورودی با میزان انرژی باز تابش، جذبی و رسانش گرمایی را نشان می دهد [۱۱]:

$$I_r = R_r + A_r + T_r \quad (1)$$

که در آن:

گرمای ورودی $I_r = 19$

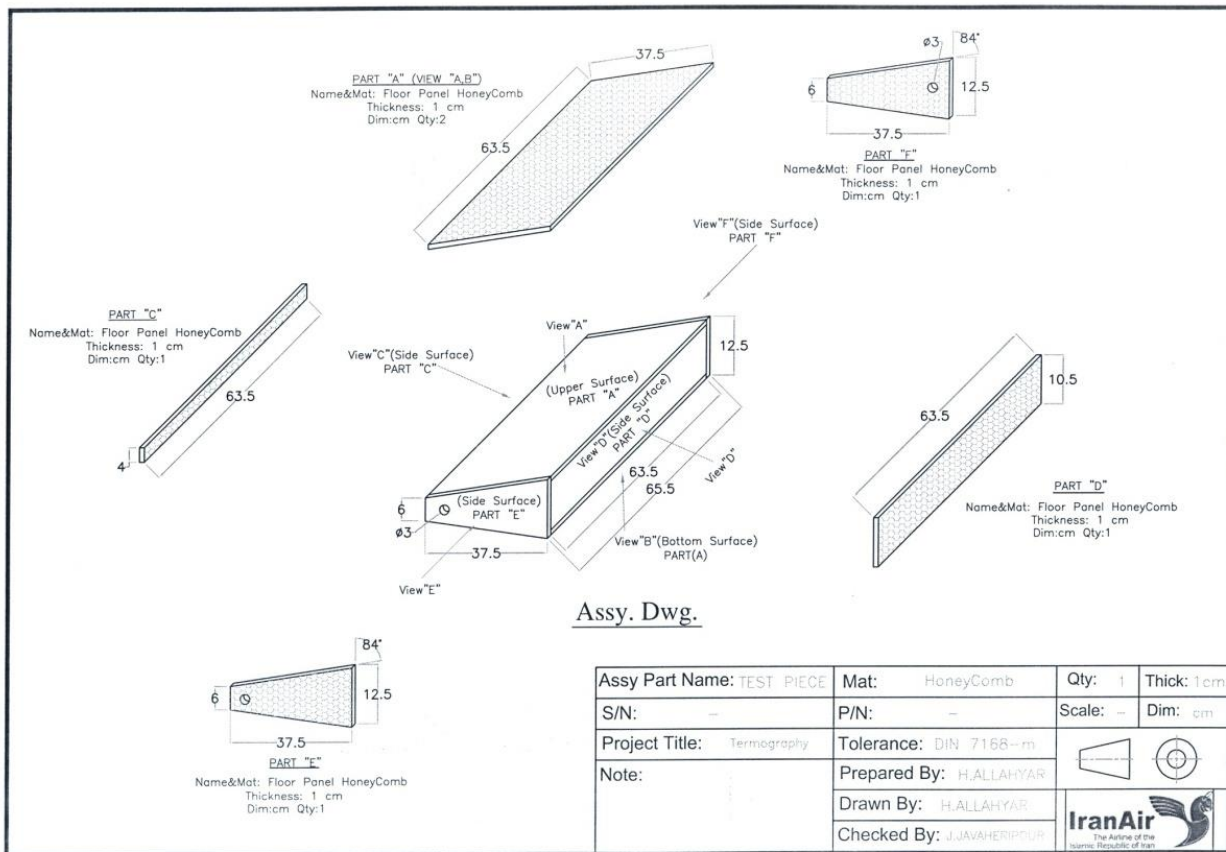
انرژی انعکاس یافته $R_r = 20$

انرژی جذب شده $A_r = 21$

رسانش گرمایی $T_r = 22$

میزان انتقال تشعشع در پنل های ساندویچی برابر صفر در نظر گرفته شده است، لذا رابطه (۱) را می توان ساده نمود:

$$I_r = R_r + A_r \quad (2)$$



شکل (۵) ماکت آزمایشی سطوح کنترل پرواز هواپیما (لانه زنبوری ساندویچی)

22 Transmitted radiation
 23 Ribs
 24 Warm Injection Air

19 Incident radiation
 20 Reflected radiation
 21 Absorbed radiation

■ در این تحقیق از دستگاه‌های گرمانگاری C-FLIR ThermoCAM SC3000 و CheckIR

استفاده شد.

۲-۲- گرمانگاری سازه‌های مرکب لانه زنبوری با کمک تزریق هوای گرم در سازه

با توجه به توصیه‌ها و دستورالعمل‌های استاندارد [۱۲]، برای انجام آزمایش عیوب مصنوعی شامل نصب پیچ^{۲۶} (نشانه غیر واقعی)^{۲۷}، تزریق آب در سلول‌ها از بالا، تزریق آب به سلول‌ها از پهلو، و پر کردن رزین در سلول‌ها، ایجاد شد. پس از مسدود کردن سطوح روی سوراخ‌ها (به منظور غیر قابل رویت بودن در شرایط طبیعی) و رنگ کردن سطوح با ضخامت‌های مختلف (پوشش دهی متفاوت سطوح)، تصویر برداری مستمر (۱۵۰ تصویر در لحظات مختلف) توسط دستگاه پالس ترموگرافی (گرمانگاری پالسی) انجام شد.



شکل (۶) ایجاد عیوب ظاهری و تزریق آب (ایجاد عیوب مصنوعی)

مطابق شکل (۷)، در دو طرف ماکت جعبه‌ی مورد آزمایش، دریچه و شیرهای کنترل دبی جریان هوای گرم تحت فشار یکنواخت وصل شد. هوای گرم کنترل شده به هنگام باز بودن شیرها، از یک سو وارد و از سوی دیگر خارج می‌شد. در حین گرمایش و پس از اینکه ترماکوپل‌ها تعادل دمایی را نشان می‌داند تصویر برداری توسط دوربین‌های گرمانگاری انجام و نتایج ثبت می‌شد. همچنین در گام بعدی هردو شیر بسته و هوای گرم در داخل ماکت تا رسیدن به تمامی محیط حبس می‌گردید. در این حالت نیز

در طراحی ماکت، گام‌ها و شرایط محیطی زیر در نظر گرفته شد:

- در این تحقیق تمرکز روی بازرسی قطعات لانه زنبوری ساندویچی سطوح کنترل پرواز هواپیما بود و از آن‌جا که معمولاً سطح مقطع این قطعات دوزنقه‌ای شکل است، قطعه‌ی نمونه مانند شکل (۵) طراحی شد.
- به منظور یکنواخت سازی دما در داخل قطعه، منافذ ورودی و خروجی هوا در دو طرف سطوح دوزنقه‌ای شکل، ولی در گوشه‌های متفاوت تعبیه شد.
- آزمایش‌ها در دماها و دبی‌های مختلف هوای ورودی انجام شد.
- قطعه هم بصورت افقی و هم بصورت عمودی مورد آزمایش قرار گرفت.
- عیوب مختلف در روی سطوح بزرگ تعبیه شد.
- کلیه‌ی سطوح مانند هواپیما در ضخامت‌های رنگ مختلف رنگ آمیزی شد.
- در کلیه‌ی آزمایش‌ها سعی شد شرایط محیط در طول آزمایش ثابت نگه داشته شود.
- به منظور حذف بازتاب‌های ناخواسته، در کلیه‌ی آزمایش‌ها نور محیط در حداقل میزان ممکن حفظ شد (کمتر از 20 Lux).
- ضخامت لایه‌های لانه زنبوری نسبت به سطوح پرواز واقعی کمتر در نظر گرفته شد (به دلیل محدودیت ابعادی و هزینه).
- تعداد لایه‌های فایبر و جنس آن‌ها به طور عموم با جنس سطوح پروازی یکسان در نظر گرفته شد.
- از آن‌جا که یکی از مهم‌ترین خطرات تنزل و اضمحلال ۲۵ خواص مواد مرکب، قرارگیری در دمای بالا است، کلیه‌ی آزمایش‌ها در دماهای پائینتر از ۸۰ درجه‌ی سانتیگراد انجام شد.
- اندازه‌گیری دمای جعبه در هشت نقطه (ورود و خروج هوا و سه نقطه ابتدا، وسط و انتهای هر یک از سطوح جانبی دستگاه انجام گرفت.

²⁵ Degradation

²⁶ Screw

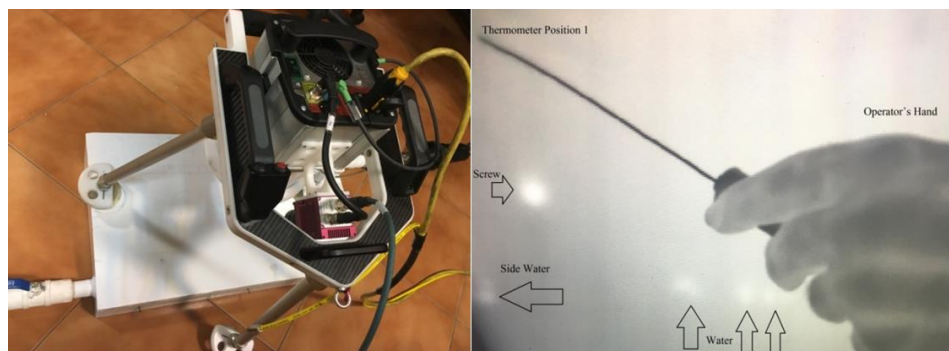
²⁷ False

انعکاسی، زاویه و فاصله تصویر برداری و غیره تا حد ممکن ثابت نگه داشته و تلاش شد تا انتقال حرارت از تمام سطوح یکسان انجام شود و لذا خطاها به حداقل کاهش یابند.



شکل (۷) نحوه کنترل دبی ورودی و خروجی هوا

با کاهش دما، تصویر برداری و ثبت دمای ترموکوپل ها انجام می شد. آزمایش ها در چندین نوبت (در شرایط مختلف تزریق هوای گرم و زمان دهی مناسب برای رسیدن به دمای تعادل) انجام شد. کلیه آزمایش ها در دو وضعیت در ماکت سکان عمودی و ماکت سکان افقی^{۲۸}، ابتدا در دماهای بالاتر و سپس در دماهای پایینتر تکرار شد. در حالت عمودی تزریق هوای گرم تحت فشار همواره از پائین به بالا بود تا خروج هوای گرم به علت سبکی بطور طبیعی انجام شود. در آزمایش های مختلف میزان فشار دمنده برای تزریق هوای گرم یکسان، ولی با انرژی های متفاوت گرمایی مورد بررسی قرار گرفت. همچنین در طول آزمایش ها، علاوه بر نقاط نصب ترموکوپل، دمای سطوح (روی رنگ) در نقاط مختلف اندازه گیری مورد بررسی قرار گرفت. کلیه متغیرهای مؤثر بر گرمانگاری نظیر تغییرات جریان هوای محیط، نورهای

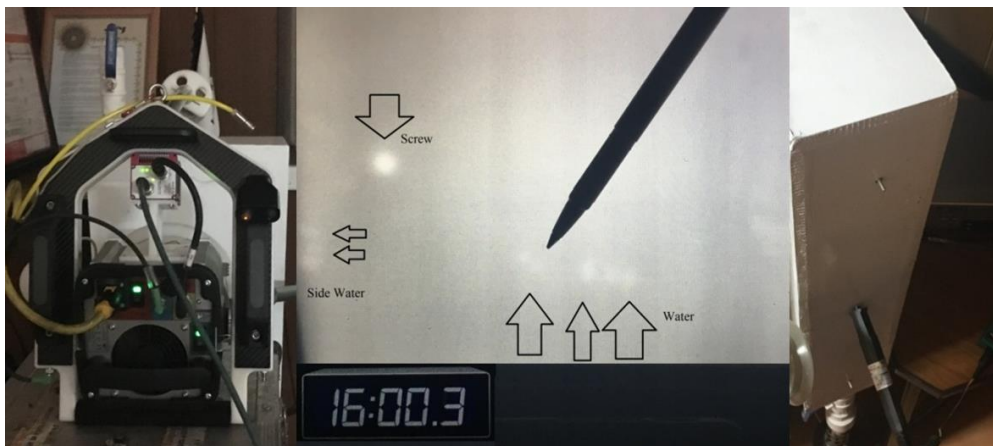


شکل (۸) شناسایی عیوب مصنوعی پس از رنگ آمیزی توسط دستگاه پالس گرمانگاری (شبیه سازی سکان افقی)

به منظور بررسی شرایط در سکان عمودی همان ماکت طراحی بصورت عمودی قرار داده شد و گرما از پائین و بطرف بالا جریان یافت. همانطور که در شکل (۹) مشاهده می شود کلیه عیوب به راحتی در این حال نیز قابل کشف می باشد.

همان طور که در شکل (۸) مشاهده می شود نقاط و عیوب مصنوعی نمایش داده شده پس از رسیدن به حالت تعادل سفیدتر دیده می شوند. تغییرات ضخامت رنگ و نیز آسیب دیدگی رنگ در طول عملیات به خوبی قابل تفکیک بود و قابلیت حذف شدن را داشتند.

²⁸ Horizontal Elevator

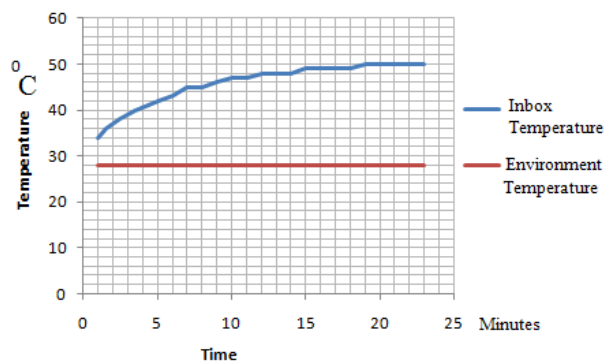


شکل (۹) شناسایی عیوب مصنوعی توسط دستگاه پالس گرمانگاری (ماکت سکان عمودی) و محل قرارگیری ترموکوپل‌های جانبی

۳- نتایج و بحث

۳-۱- گرما دهی و شبیه سازی سکان افقی:

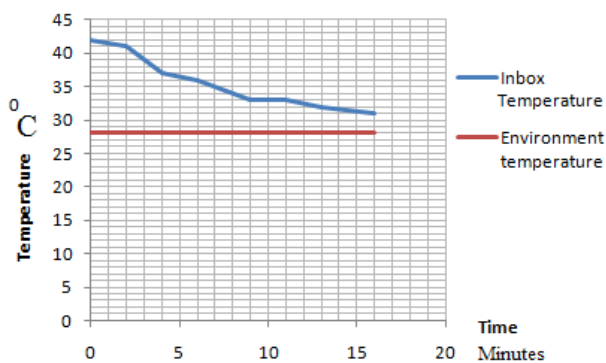
همان‌طور که در شکل (۱۰)، مرتبط با شبیه سازی گرمانگاری سکان افقی مشاهده می‌شود، تلاش شد تا همواره دمای محیط ثابت نگه داشته شود. در این آزمایش کمتر از بیست دقیقه دمای داخل جعبه یکنواخت شد و به حالت تعادل رسید. در آزمایش‌های دیگر هنگامی که شدت گرمادهی افزایش یافت، همزمان با کاهش زمان تعادل، دمای نهایی نیز افزایش یافت. از آن‌جا که افزایش دما ممکن است موجب آسیب رساندن رزین مواد مرکب شود، هرچه دمای بازرسی پائینتر باشد، خطر آسیب‌های احتمالی به سازه کاهش می‌یابد. در آزمایش مذکور نشانه‌های وجود آب در سلول‌ها تقریباً پس از دو دقیقه ظاهر شد و متعاقب آن محل پیچ در تصاویر قابل تشخیص گردید. از دقیقه پنجم تا رسیدن به دمای تعادل، کلیه‌ی عیوب قابل تفکیک بودند (حداکثر ۱۴ درجه‌ی سانتیگراد اختلاف دما با محیط).



شکل (۱۰) نمونه نمودار میانگین تغییرات دما طی زمان، در داخل از دمای محیط تا رسیدن به دمای تعادل (ماکت سکان افقی)

۳-۲- حذف گرمادهی در شبیه سازی سکان افقی

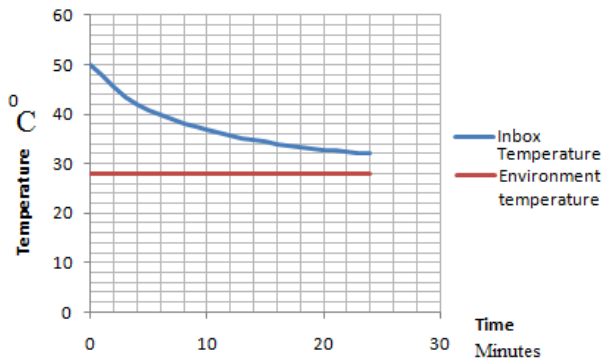
همان‌طور که در شکل (۱۱) مشاهده می‌شود با توجه به دمای محیط (۲۸ درجه‌ی سانتیگراد) و نیز دمای تعادل (۴۲ درجه‌ی سانتیگراد)، زمان رسیدن نسبی داخل جعبه به دمای محیط (پس از بستن شیرها) حدود ۱۵ دقیقه طول کشید. در این آزمایش عیوب حتی پس از ۱۳ دقیقه قابل رؤیت بودند (حداکثر ۵ درجه‌ی سانتیگراد اختلاف دما با محیط).



شکل (۱۱) نمونه نمودار میانگین تغییرات دما طی زمان در داخل سازه از ۴۲ درجه‌ی سانتیگراد تا نزدیک دمای محیط (ماکت سکان افقی)

۳-۳- گرما دهی و شبیه سازی سکان عمودی

در این آزمایش گرمادهی از پائین به بالا و با یکسان سازی انتقال حرارت روی سطوح مختلف انجام شد. تجربه نشان داد که می‌توان بدون استفاده از گرمای ورودی بالا کلیه‌ی عیوب را شناسایی نمود. همان‌طور که در شکل (۱۲) مشاهده می‌شود زمان رسیدن به دمای تعادل کمتر از بیست دقیقه به طول انجامید. کلیه‌ی عیوب به راحتی از دقیقه ۱۴



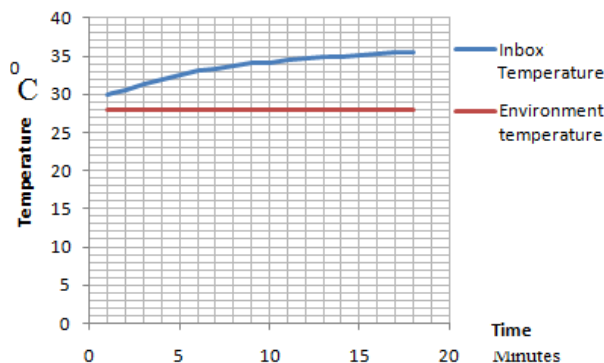
شکل (۱۴) نمونه نمودار میانگین تغییرات دما طی زمان در داخل قطعه‌ی تحت آزمایش (ماکت سکان عمودی)

۴- نتیجه‌گیری

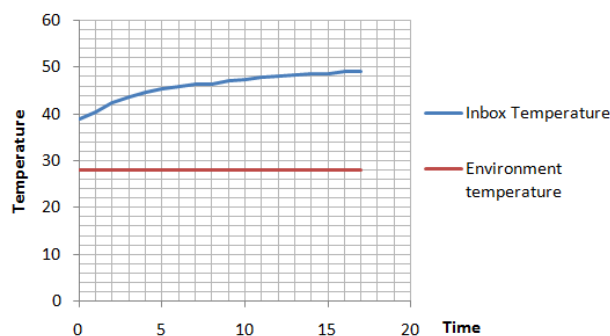
استفاده از روش "شناسایی عیوب در قطعات لانه زنبوری ساندویچی سطوح پروازی به کمک روش گرمانگاری با تزریق هوای گرم" در بخش آزمون‌های غیر مخرب هواپیمایی جمهوری اسلامی ایران به عنوان یک طرح امکان‌سنجی ارائه شد و برای اجرای آن نیاز به بررسی کامل‌تر و همچنین کسب مجوزهای لازم از کارخانه‌های سازنده‌ی هواپیما و سازمان‌های بین‌المللی ذیربط دارد. در این طرح موارد متعدد شناسایی عیوب، کاهش خطاهای نیروی انسانی، کاهش زمان بازرسی، امکان بازرسی در محیط‌های باز، شناسایی موقعیت و ابعاد دقیق عیوب، کاهش هزینه‌ها، کاهش زمان زمین‌گیری هواپیما، و موارد دیگر مد نظر بود. این مطالعه در فاز اول با موفقیت انجام شد که نتایج حاصل به شرح زیر است:

- استفاده از تزریق هوای گرم با توجه به نتایج اولیه و تکرار آزمایش‌ها قابل اتکا است.
- سرعت توأم با کیفیت افزایش یافته و امکان شناسایی عیوب و موقعیت و ابعاد آن بهبود یافت.
- امکان بازرسی مجدد پس از قطع تزریق هوای گرم و در زمان بیشتر فراهم می‌شود.
- با توجه به عدم نیاز به پتوهای گرم‌کننده‌ی الکتریکی، هزینه‌ها کاهش می‌یابد.
- بازرسی در زمان مناسب (با کاهش نسبی دمای بازرسی) امکان کاهش احتمال آسیب‌های حرارتی به قطعه را فراهم می‌سازد.
- امکان تشخیص وجود آب حتی در یک سلول، وجود دارد.

قابل شناسایی بودند. آزمایش‌های بیشتر نشان داد که با افزایش گرمای ورودی می‌توان زمان شناسایی عیوب را نیز کاهش داد. پس از رسیدن به دمای تعادل، اندازه‌گیری نقاط مختلف روی سطح نشان می‌دهد که کلیه‌ی نقاط روی سطح (تا فاصله‌ی پنج سانتی‌متری از کناره‌ها) حداکثر اختلاف دو درجه‌ی سانتیگراد را نشان می‌دهند (شکل (۱۲)).



شکل (۱۲) نمونه نمودار میانگین تغییرات دما طی زمان در داخل از دمای محیط تا رسیدن به دمای تعادل (ماکت سکان عمودی)



شکل (۱۳) گرمادهی پیوسته تا ۵۰ درجه سانتیگراد (ماکت سکان عمودی)

۳-۴ حذف گرمادهی در شبیه‌سازی سکان عمودی همان‌طور که در شکل (۱۳) مشاهده می‌شود، در این آزمایش با در نظر گرفتن دمای ثابت محیط و همچنین انتقال حرارت یکسان نسبی کلیه‌ی سطوح و بستن دریچه‌های هوای ورودی و خروجی، کل زمان رسیدن به دمای نزدیک به دمای محیط حدود ۲۰ دقیقه بود. کلیه‌ی عیوب از حداکثر دما تا رسیدن به دمای ۳۴ درجه‌ی سانتیگراد قابل شناسایی است و حتی بیش از ۸۰ درصد عیوب کوچک تا بیست دقیقه پس از قطع منبع گرما قابل مشاهده هستند.

- امکان فیلم برداری همزمان در هنگام بازرسی به منظور مطالعه‌ی بیشتر و ثبت در پرونده‌ی هواپیما فراهم شود.
- تأثیر تصاویر انعکاس یافته از اشیاء (استند- سقف آشیانه و غیره) بررسی شود.
- استفاده از تکنیک کدر نمودن موقت سطوح، به منظور دقت بیشتر، مورد بررسی قرار گیرد.
- استاندارد لازم برای گرمانگاری در صنعت هوایی تدوین شود.

تشکر و قدردانی

از کلیه‌ی همکاران خوب و صمیمی خود در هواپیمایی جمهوری اسلامی ایران و به ویژه آقای مهندس حمید اللهیار که در انجام این پروژه همکاری صمیمانه‌ای داشته‌اند، تشکر نموده و از همه عزیزانی که در بهبود و بکارگیری عملی پروژه با ارائه‌ی راهنمایی‌های خود ما را یاری خواهند داد، پیشاپیش قدردانی می‌شود.

۵- منابع

- [1] Sala G (2000). Composite degradation due to fluid absorption, Elsevier, Vol. 31, no. 5.
- [2] Kumar, M. S., (2012). Fractographic analysis of tensile failures of aerospace grade composites, Materials Research, ISSN 1516-1439, vol.15, no.6.
- [3] Structural Repair Manual (A300-600), Airbus.
- [4] Matzkanin, G. A. (1995). Nondestructive Characterization of Heat Damage in Graphite/Epoxy Composite, A State-of-the-Art Report, Texas Research Institute, Austin, TX. (1996) Unraveling- The secrets of composite structures repair, New Technology, AEM/July.
- [5] Singleton Holden, E., (2007). Sir William Herschel: His Life and Works, Kessinger Publishing
- [6] Nondestructive Testing Manual; PART 10, (2016). Thermographic, A321, Chapter 55-40-50 Rev. 108,
- [7] Standard Test Method for Min. Resolvable Temperature Difference for Thermal Imaging Systems, (2009). ASTM E1213,
- [8] Nondestructive Testing Manual, Part 10, (2016). Thermographic, A300-600 Chapter 55-20-08 & 55-20-11.
- [9] Infrared and Thermal Testing, Nondestructive Testing Handbook, ASNT, 3rd edition, (2001), Vol. 3.
- [10] Licentiate Thesis, INFRARED EMITTANCE OF PAPER METHOD DEVELOPMENT, MEASUREMENTS AND APPLICATION, The Royal Institute of Technology, Stockholm, NOVEMBER 2012, Caroline Hyll,
- [11] Standard Practice for Infrared Flash Thermography of Composite Panels and Repair Patches Used in Aerospace Applications, (2007). ASTM, E 2582.

■ نیاز به تکرار مجدد کل فرآیند به دلیل سرد شدن سازه در زمان مشخص نیست، زیرا می‌توان تا هر زمان که مورد نیاز باشد دمای تعادل را حفظ نمود.

■ عدم نیاز به نصب تجهیزات (پتوهای برقی، پایه‌های موقعیت دهنده دوربین و غیره) روی سطوح باعث کاهش خطرات احتمالی برای بازرسی، تجهیزات و سازه می‌شود.

■ مشکلات ناشی از روی هم قرار گرفتن پتو و یا عدم گرم شدن بعضی از نقاط در این روش حذف می‌شود.

■ این امکان وجود دارد تا عملیات بدون نیاز به استقرار هواپیما در آشیانه انجام شود (کاهش شدید زمین‌گیری هواپیما و هزینه‌ی کمتر).

■ ممکن است در سازه‌ی واقعی زمان رسیدن به دمای تعادل طولانی شود (به علت بزرگی سازه و شکل آن). در فاز گرمادهی، تفکیک پیچ (قطعه‌ی هادی حرارت) و عیوب دیگر (آب) در تصاویر مشکل‌تر است و باید با توجه به نقشه سازه، آنها را شناسایی نمود.

با توجه به موفقیت آمیز بودن کشف عیوب با استفاده از ایده "تزریق هوای گرم" لازم است تا در فازهای بعدی این پروژه موارد زیر در نظر گرفته شود:

- با استفاده از سکان‌های عمودی و افقی واقعی (غیر نصب روی هواپیما) بررسی‌های بیشتر انجام شود تا با دقت بیشتر موارد ناشی از ساده سازی مسئله (نظیر حذف استحکام دهنده‌های داخل سازه، تأثیر مواد مرکب فلزی سازه و غیره) ارزیابی شود.
- حداقل میزان آب موجود در هر سلول که در این روش قابل اندازه‌گیری است، مشخص شود.
- بررسی نرخ گرمایش بهینه در سکان‌های عمودی و افقی مختلف بررسی شود.
- تأثیر تغییرات دمای محیط (جریان باد) مورد مطالعه قرار گیرد.
- تأثیر لبه‌ها (به علت تبادل حرارت با محیط) بررسی شود.
- تأثیر تغییر فاصله‌ی دوربین از محل بازرسی مطالعه شود.

Inspection of Flight Control Surfaces Made by Honeycomb Sandwich Panels with Use of Thermography Method and Air Injection

Jalal Javaheripour

Iran Air- Tehran- Iran;
jjpour@iranair.com

Abstract

Usage of composite materials in aircrafts is increasing because of lightweight, strength and other appropriate physical properties. Vertical Rudder and Horizontal Elevator usually made by Honeycomb composite sandwich panels. These surfaces may be affected by defects due to crossing different climatic conditions and aging. In addition, detection of accumulated water droplets is so important. Although the using of conventional nondestructive inspection test methods such as Ultrasonic is so common, but concerning the restrictions, would not be enough. Checking for the changes of elastic properties cannot lead to the detection of water droplets in the internal network and defects too. The most common way to ensure the absence of these defects is using the Thermography method. Thermography is based on the specific thermal properties of materials and thermal equilibrium point. Airbus has used the two methods of Lock-in Thermography and Pulse Thermography in order to inspect possible defects in Rudders and Elevators.

As well as describing the inspection principals in using this method, the current article studies the possibility of using the Air Injection for inspecting these surfaces.

Keywords: Lock-In Thermography, Pulse Thermography, Air Injection, Nondestructive testing, Honeycomb Sandwich Panels Inspection.