



بررسی خواص کششی چند لایه ای های آلومینیم - الیاف شیشه

مجتبی صدیقی^{۱*}، مهدی تاجداری^۲، سهیل داریوشی^۱

۱ - تهران، دانشگاه صنعتی امیر کبیر، دانشکده مهندسی مکانیک، صندوق پستی ۱۵۹۱۶-۳۴۳۱۱

۲ - تهران، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مرکز مکانیک و فناوری های ساخت، صندوق پستی ۱۵۸۷۵-۱۷۷۴

دریافت: ۸۷/۹/۱۰، پذیرش: ۸۷/۱۲/۱۷

چکیده

کامپوزیت های لایه ای فلز - الیاف نسل جدیدی از کامپوزیت های هیبریدی هستند که نسبت مقاومت به وزن زیادی دارند. این کامپوزیت ها از لایه های فلز و لایه های ساخته شده از کامپوزیت های الیافی تشکیل شده اند. خواص مکانیکی مناسب که تلفیقی از خواص فلزات و کامپوزیت های الیافی است، باعث شده تا این کامپوزیت ها کاربرد گسترده ای در صنایع، به ویژه صنایع هواپیماسازی پیدا کنند. در این پژوهش، خواص کششی این کامپوزیت های لایه ای مورد بررسی تحلیلی و تجربی قرار گرفته است. روش تحلیلی بر اساس نظریه کلاسیک لایه ها و فرضیات لاو - کریشهف و نیز با در نظر گرفتن رفتار کشسان - پلاستیک آلومینیم و رفتار کشسان خطی کامپوزیت الیافی تا پیش از وقوع شکست در برابر بار یکنواخت کششی صفحه ای استوار است. در روش تجربی ۶ دسته نمونه با زاویه الیاف متفاوت از هم ساخته شد و مورد آزمایش کشش ساده قرار گرفت. نتایج آزمایش ها مشخص کرده است که استفاده از لایه های کامپوزیتی با زاویه الیاف صفر درجه مقاومت نمونه ها را به طور قابل ملاحظه ای افزایش می دهد و تفاوت زاویه الیاف دو لایه کامپوزیت الیافی باعث تغییر در شیوه شکست لایه ها می شود. مقایسه نتایج حاصل از روش تحلیلی با نتایج تجربی توافق مناسبی را نشان می دهد.

واژه های کلیدی

چند لایه ای فلز - الیاف،
خواص کششی،
نظریه کلاسیک لایه ها،
الیاف شیشه، زاویه الیاف

* مسئول مکاتبات، پیام نگار:

mojtaba@aut.ac.ir

An Investigation on Tensile Properties of Glass Fiber/ Aluminium Laminates

M. Sadighi^{1*}, M. Tajdari², and S. Dariushi¹

1. Department of Mechanical Engineering, Amirkabir University of Technology, P.O. Box: 15916-34311, Tehran, Iran

2. Malek-Ashtar University of Technology, P.O. Box: 15875-1774, Tehran, Iran

Received 30 November 2008, accepted 7 March 2009

Abstract

The idea of combining low weight and good mechanical properties has led to efforts to develop a new light fiber/metal laminate (FML) in the last decade. FMLs are hybrid composites consisting of alternating thin layers of metal sheets and fiber-reinforced epoxy prepregs. In this study, the effect of fiber orientation on tensile properties of this material is investigated both analytically and experimentally. An analytical constitutive model based on classical lamination theory by using Kirchhoff-Love assumption, which incorporates the elastic-plastic behavior of the aluminium alloy was applied. Test results show that fiber sheet, with zero angle in laminates, improve the tensile strength. The composite layers with different fiber orientation change specimens' mode of fracture. Good agreement is obtained between the model predictions and experimental results.

Key Words

fiber-metal laminates,
tensile properties,
classical lamination theory,
glass fiber, fiber angle

(*) To whom correspondence should be addressed.

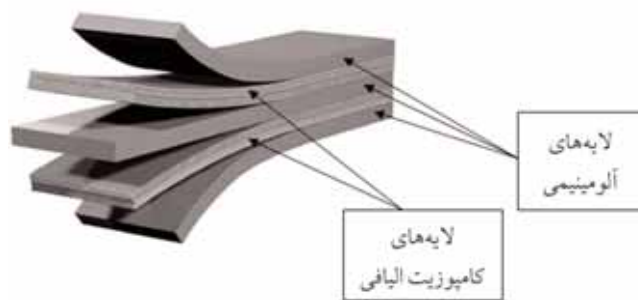
E-mail: mojtaba@aut.ac.ir

مقدمه

کامپوزیت‌های لایه‌ای فلز - الیاف از به هم چسباندن لایه‌های فلزی و کامپوزیتی متشکل از الیاف و رزین به هم، ساخته می‌شوند. فلز به کار رفته اغلب آلومینیم است و الیاف به طور کلی بر اساس کارکرد مورد انتظار، الیاف آرامید، کربن یا شیشه هستند [۱-۳]. در شکل ۱ نمونه‌ای از یک کامپوزیت لایه‌ای نشان داده شده است. ایده اولیه استفاده از چند لایه‌ای‌های فلزی به پس از جنگ جهانی دوم برمی‌گردد، در آن زمان صنایع نظامی اولین مکان‌هایی بودند که از کامپوزیت‌ها برای ساخت هواپیماها و سایر سازه‌های هوافضایی استفاده کردند. نوآوری‌هایی که در زمینه کامپوزیت‌ها انجام شد به طراحان این اجازه را داد که سازه‌هایی با وزن بسیار کمتر و مقاومت بیشتر طراحی کنند [۴].

کامپوزیت‌های لایه‌ای فلز - الیاف ویژگی‌های مثبت فلزات و کامپوزیت‌های الیافی را هم زمان در خود دارند. از جمله این ویژگی‌ها می‌توان مقاومت خستگی عالی و مقاومت خوب در برابر بارهای استاتیکی، مقاومت به ضربه زیاد، مقاومت به اشتعال، رطوبت و خوردگی، وزن کم، سفتی و استحکام زیاد و مقاومت به گسترش تخریب مناسب را نام برد [۵-۱۱]. افزون بر این، کامپوزیت‌های لایه‌ای فلز - الیاف مانند فلزات قابلیت ماشین‌کاری، شکل‌دهی و اتصال به هم را نیز دارند [۱۲].

از پرکاربردترین کامپوزیت‌های لایه‌ای فلز - الیاف که تا به امروز ساخته شده‌اند، می‌توان چند لایه‌ای‌های آلومینیم تقویت شده با آرامید (aramid reinforced aluminum laminates, ARALL)، چند لایه‌ای‌های آلومینیم تقویت شده با شیشه (glass reinforced aluminum laminates, GLARE) و چند لایه‌ای‌های آلومینیم تقویت شده با کربن (carbon reinforced aluminum laminates, CARE) را نام برد، که ARALL در ساختار بخش بار هواپیمای C-17 به کار رفته است [۳]. الیاف آرامید دارای ضعف‌هایی هم هستند که از آن جمله



شکل ۱ - ترتیب قرار گرفتن لایه‌های کامپوزیت لایه‌ای فلز - الیاف (لایه چینی ۳/۲).

می‌توان به جذب رطوبت، اتصال ضعیف با زمینه پلیمری [۱۳]، کرنش نهایی کم و تخریب در بارگذاری‌های خستگی کشش - فشار اشاره کرد. از این رو، استفاده از الیاف شیشه و کربن در ساخت کامپوزیت‌های لایه‌ای فلز - الیاف گسترش بیشتری دارد. مشکل اصلی در استفاده از الیاف کربن، ایجاد خوردگی گالوانیک بین لایه‌های آلومینیمی و الیاف است. اما، الیاف شیشه در برابر رطوبت و خوردگی مقاوم هستند و اتصال محکمی با زمینه پلیمری برقرار می‌کنند. مهم‌تر آن که مقاومت مکانیکی خوبی هم دارند. بنابر این، کاربرد وسیعی در صنایع هوابیماسازی یافته‌اند [۷، ۱۲، ۱۴]. به عنوان مثال، شرکت‌های Airbus و Boeing، Lockheed، Fokker، Bombardier Aerospace به طور وسیعی از GLARE در ساخت هواپیماهای نسل جدید خود استفاده می‌کنند [۷]. نمونه‌ای از این هواپیماها، هواپیمای A380، Boeing B 767، Boeing B 777 و Fokker 27 هستند [۳، ۱۲، ۱۵، ۱۶].

بررسی خواص مکانیکی کامپوزیت‌های لایه‌ای فلز - الیاف مورد توجه بسیاری از پژوهشگران قرار گرفته است. از مهم‌ترین موضوعات گزارش شده در مقالات می‌توان به بررسی تجربی و تحلیلی خواص ضربه، استاتیکی و خستگی در این نوع کامپوزیت‌ها و نیز بررسی اثر عواملی مثل زاویه الیاف، لایه‌گذاری، جنس الیاف، ضخامت لایه فلزی و روش‌های پیش‌آماده‌سازی سطح بر خواص مکانیکی اشاره کرد [۲۵-۱۷].

در بررسی خواص کششی کامپوزیت‌های لایه‌ای، Hagenbeek و همکاران [۶] روشی را برای پیش‌بینی و تعیین استحکام کششی و برشی انواع چند لایه‌ای‌های GLARE ارائه دادند. در این مطالعه از نظریه معیار خرابی Norris و نسبت حجمی بخش فلزی برای پیش‌بینی خواص استفاده شده بود.

Wu و Yang [۲] مدلی را برای تحلیل تغییر شکل‌های غیرخطی کامپوزیت‌های لایه‌ای فلز الیاف GLARE 4 و GLARE 5 زیر بارگذاری کششی ارائه دادند. این مدل که سازگاری مناسبی با نتایج تجربی آنها نشان می‌داد، از تغییر نظریه کلاسیک چند لایه‌ها با در نظر گرفتن رفتار کشسان - پلاستیک آلومینیم به دست آمده است.

Iaccarino و همکاران [۲۶] با ارائه مدل ساده‌ای، رفتار کشسان و کشسان - پلاستیک GLARE را در حالت محوری پیش‌بینی کردند. در این پژوهش، تنش حد نهایی برای تخریب با استفاده از معیار بیشینه کرنش برای آلومینیم و معیار Tsai-Hill برای بخش کامپوزیتی محاسبه شده است. این نتایج انطباق مناسبی را با نتایج آزمایش نشان دادند.

در این پژوهش، اثر زاویه الیاف بر خواص کششی کامپوزیت‌های لایه‌ای مورد بررسی قرار گرفت. روش تحلیلی مورد استفاده تلفیقی از نظریه کلاسیک لایه‌ها و مجموعه‌ای از فرض‌های ساده‌کننده برای

تفاوت حاصل، وزن رزین به کار رفته در ساخت نمونه را نشان می‌دهد. با معلوم بودن چگالی رزین و الیاف شیشه به راحتی حجم هر دو به دست می‌آید و می‌توان درصد حجمی الیاف را در لایه کامپوزیتی شیشه - اپوکسی به دست آورد:

$$\text{وزن لایه‌های الیاف به کار رفته در یک نمونه } 77 \text{ g} = 25 \times 25 \text{ cm}$$

$$\text{وزن ورق‌های آلومینیم به کار رفته در یک نمونه } 252 \text{ g} = 25 \times 25 \text{ cm}$$

$$\text{وزن نمونه ساخته شده } 356/4 \text{ g} =$$

$$\text{در نتیجه وزن رزین مصرفی برابر است با: } 356/4 - (77 + 252) = 27/4 \text{ g}$$

$$\rho_{Al} = 27 \text{ g/cm}^3 \text{ چگالی آلومینیم}$$

$$\rho_{glass} = 254 \text{ g/cm}^3 \text{ چگالی شیشه از نوع E}$$

$$\rho_{resin} = 115 \text{ g/cm}^3 \text{ چگالی رزین خشک شده}$$

$$\rho_{glass} = m_{glass} / V_{glass} \rightarrow V_{glass} = 30/31 \quad (1)$$

$$\rho_{resin} = m_{resin} / V_{resin} \rightarrow V_{resin} = 23/83 \quad (2)$$

$$V_f = V_{glass} / (V_{resin} + V_{glass}) = 56\% \quad (3)$$

نمونه‌ها متشکل از سه لایه آلومینیم بود که دو لایه کامپوزیت شیشه - اپوکسی در بین آنها قرار داشت.

نمونه‌ها طبق استاندارد ASTM D 3039-00 در ۶ نوع، با زاویه الیاف متفاوت تهیه شدند تا بررسی دقیقی روی اثر زاویه الیاف بر خواص مکانیکی این دسته از کامپوزیت‌ها انجام شود. از هر نوع بین ۳ تا ۵ نمونه ساخته و آزمایش شد. نتایج خارج از محدوده منطقی از بین نتایج حذف و میانگین سایر نتایج به عنوان نتیجه آزمایش برای آن نمونه گزارش شد. ابعاد نمونه‌ها $175 \times 25 \times 3/2 \text{ mm}$ بود که به وسیله دستگاه کشش با ظرفیت ۶۰ تن، آزمایش شد. نام گذاری، نحوه لایه گذاری و زاویه الیاف هر نمونه در جدول ۱ آمده است.

جدول ۱ - نام گذاری نمونه‌ها، نحوه لایه گذاری و زاویه الیاف هر یک.

نحوه لایه گذاری و زاویه الیاف	کد نمونه
Al/GE(0)/Al/GE(0)/Al	A
Al/GE(90)/Al/GE(90)/Al	B
Al/GE(0)/Al/GE(90)/Al	C
Al/GE(45)/Al/GE(45)/Al	D
Al/GE(0)/Al/GE(45)/Al	E
Al/GE(45)/Al/GE(90)/Al	F

تخمین رفتار تنش - کرنش لایه‌های تشکیل دهنده کامپوزیت بود. این فرض‌ها باعث شد که استفاده از این روش ساده‌تر از روش‌های به کار گرفته شده توسط سایر پژوهشگران باشد. در عین حال توافق مناسب نتایج این روش با نتایج به دست آمده از آزمایش نشان می‌دهد که روش مورد استفاده روشی مناسب برای پیش‌بینی خواص کامپوزیت‌های لایه‌ای فلز - الیاف است. در بخش بررسی تجربی، ۶ دسته نمونه با زاویه الیاف متفاوت از هم (ترکیبی از زوایای ۰ و ۴۵ و ۹۰ درجه) مطابق با استانداردهای موجود ساخته شد. نمونه‌ها شامل سه لایه آلومینیم بود که دو لایه کامپوزیت الیافی شیشه - اپوکسی در بین آنها قرار داشت و در دستگاه کشش آزمایش شد. مقایسه نتایج حاصل از روش تحلیلی و نتایج به دست آمده از آزمایش روی نمونه‌ها توافق مناسبی را نشان می‌دهد.

تجربی

مواد و دستگاه‌ها

مواد مورد استفاده برای ساخت نمونه‌ها، ورق آلومینیم ۱۰۵۰ به ضخامت ۰/۵ mm، الیاف شیشه تک جهتی و رزین اپوکسی EP-1 بود. اپوکسی مورد استفاده با چگالی $1.2 - 1.0 \text{ g/cm}^3$ و گرانیوی $1.2 - 1.0 \text{ MPa.s}$ از شرکت Baling Petrochemical چین تهیه شد و با نسبت ۱:۱۰ با سخت کننده از نوع CYDHD-583 مخلوط و به مدت ۲۴ h در دمای محیط و زیر فشار 0.38 MPa پخت شد. الیاف شیشه مورد استفاده از جنس E-Glass تک جهتی با وزن واحد سطح 300 g/m^2 ، مدول کشسان 41 GPa و مدول برشی $5/24 \text{ GPa}$ بود. دستگاه کشش Zwick با ظرفیت ۶۰ تن نیز به کار گرفته شد.

روش‌ها

سطوح ورق‌های آلومینیم به وسیله چربی زدایی اولیه، ایجاد خراش به وسیله سمباده نرم و سپس پاک کردن به وسیله حلالی قوی مثل استون آماده شد. کاغذ سنباده مورد استفاده از نوع سیلیسیم کاربرد ضدآب با شماره 991 A, P 280 از شرکت Matador خریداری شد. استفاده از روش‌های آماده‌سازی سطح قدرت اتصال بین لایه فلز و رزین را به شدت افزایش می‌دهد [۲۷].

با توجه به محاسبات و روابطی که یک نمونه آن در ادامه آمده است، درصد حجمی الیاف برای صفحات کامپوزیتی ساخته شده مختلف محاسبه شد که درصد حجمی الیاف به طور میانگین ۵۶ درصد بود.

پیش از ساخت نمونه، لایه‌های الیاف شیشه و ورق‌های آلومینیم به دقت توزین شدند و پس از ساخت، نمونه‌های آماده شده توزین شدند.

مدل تحلیلی

نظریه کلاسیک لایه‌ها برای پیش بینی خواص کامپوزیت‌های چند لایه با استفاده از خواص تک تک لایه‌ها به کار می‌رود. نظریه لایه‌ها نیاز به تعریف خواص لایه‌ها، زاویه هر لایه و نحوه لایه گذاری دارد. در این نظریه کامپوزیت لایه‌ای فلز - الیاف به شکل مخلوطی از لایه‌های کامپوزیت الیاف و ورق‌های آلومینیم در نظر گرفته می‌شود که رفتار آن نتیجه تلفیق خواص کشسان یا ناکشسان اجزای تشکیل دهنده است. این مقاله رفتار تنش - کرنش لایه‌های آلومینیمی به شکل دوخطی کشسان - پلاستیک و رفتار تنش-کرنش لایه‌های الیاف بدون توجه به زاویه الیاف به شکل خطی فرض شده است [۲۸، ۲۹]. مطابق فرضیات لاو- کریشهف یک صفحه عمود بر خط میانی هنگامی که چند لایه تغییر شکل دهد، همواره مستقیم و عمود بر خط میانی باقی می‌ماند. برای یک ماده ناهمسان گرد که زیر بارگذاری کششی صفحه‌ای در راستای تنش اصلی مواد قرار گرفته است، رابطه بین نیروهای اعمال شده و تغییر شکل‌ها به شکل زیر است:

$$\{N\} = \int_{-h/2}^{h/2} \{\sigma_x\} dz = \int_{-h/2}^{h/2} [Q] (\{\epsilon^\circ\} + z\{K\}) dz \quad (4)$$

$$\{M\} = \int_{-h/2}^{h/2} \{\sigma_x\} z dz = \int_{-h/2}^{h/2} [Q] (\{\epsilon^\circ\} + z\{K\}) z dz \quad (5)$$

در معادله‌های (۴) و (۵) نماد N و M به ترتیب برای منتهجه تنش و منتهجه ممان‌های ناشی از تنش در واحد طول و Q برای سفتی ماده به کار برده شده است. ϵ و K کرنش‌های سطح میانی و انحناها را نشان می‌دهند و h کل ضخامت چند لایه است. در این معادله‌ها انتگرال‌ها می‌توانند با ماتریس‌هایی به شکل زیر جای‌گزین شوند. پس معادله‌ها به شکل زیر نوشته می‌شود:

$$\{N\} = [A] \{\epsilon^\circ\} + [B] \{K\} \quad (6)$$

$$\{M\} = [B] \{\epsilon^\circ\} + [D] \{K\} \quad (7)$$

در معادله‌های (۶) و (۷) ماتریس $[A]$ ماتریس سفتی کشش - فشار، ماتریس $[B]$ ماتریس جفت شدن کشش - خمش و ماتریس $[D]$ ماتریس سفتی خمشی است که هر یک به ترتیب زیر تعریف می‌شوند:

$$[A, B, D] = \int_{-h/2}^{h/2} [Q] (1, z, z^2) dz \quad (8)$$

در این بخش، محاسبات برای نمونه‌های A ، B و D انجام گرفت. همگی این کامپوزیت‌ها نسبت به لایه میانی متقارن هستند و لایه‌های

شیشه - اپوکسی مانند یک ماده همسان گرد ارتوتروپیک با رفتار کشسان خطی در نظر گرفته شدند. بنابر این، ماتریس $[B]$ و هم چنین جمله‌های D_{16} و D_{26} در ماتریس D برابر صفر هستند. در مقابل اعمال بار صفحه‌ای خارجی تغییر شکل کامپوزیت چند لایه به وسیله معادله زیر توضیح داده می‌شود:

$$[dN] = [A][d\epsilon] \quad (9)$$

در معادله (۹)، dN نشان دهنده تغییرات نیروی خارجی در واحد طول است:

$$dN = h d\sigma \quad (10)$$

ماتریس سفتی کشش - فشار $[A]$ به شکل زیر محاسبه می‌شود:

$$[A] = n^{Al} [Q^{Al}]_h^{Al} + n^{GE} [Q^{GE}]_h^{GE} \quad (11)$$

در معادله (۱۱)، n و h به ترتیب نماد تعداد و ضخامت هر لایه و بالاوند Al لایه‌های آلومینیم و بالاوند GE لایه‌های شیشه - اپوکسی را نشان می‌دهد. برای لایه‌های شیشه - اپوکسی داریم:

$$[d\sigma^{GE}] = [Q^{GE}][d\epsilon^{GE}] \quad (12)$$

$$[Q^{GE}] = \begin{bmatrix} \frac{E_{11}^{GE}}{1 - \nu_{12}^{GE}\nu_{21}^{GE}} & \frac{-\nu_{12}^{GE}E_{22}^{GE}}{1 - \nu_{12}^{GE}\nu_{21}^{GE}} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}^{GE}E_{22}^{GE}}{1 - \nu_{12}^{GE}\nu_{21}^{GE}} & \frac{E_{22}^{GE}}{1 - \nu_{12}^{GE}\nu_{21}^{GE}} & 0 \\ 0 & 0 & E_{12}^{GE} \end{bmatrix} \quad (13)$$

همان‌طور که اشاره شد، رفتار لایه‌های آلومینیم به شکل دوخطی فرض می‌شود. مطابق معادله‌هایی که در مرجع [۲۸] آمده است، با فرض خطی بودن رفتار در ناحیه پلاستیک معادلات حاکم در این ناحیه شبیه به ناحیه کشسان به دست می‌آید. بنابر این، در ناحیه کشسان ماتریس سفتی لایه‌های آلومینیم برابر با $[Q^{Al}]_1$ نشان داده می‌شود و در ناحیه پلاستیک که در آن تنش لایه‌های آلومینیم بیشتر از تنش حد تسلیم

جدول ۲ - خواص مکانیکی لایه‌ها.

$\alpha_{12} \times 10^{-6} (C^{-1})$	$\sigma_{0.2} (MPa)$	$\nu_{21} (GPa)$	$\nu_{12} (GPa)$	$E_{22} (GPa)$	$E_{11} (GPa)$	مواد
۲۴	۵۰	۰/۳۳	۰/۳۳	۷۱	۷۱	آلومینیم (ناحیه کشسان)
۲۴	-	۰/۳۳	۰/۳۳	۰/۸	۰/۸	آلومینیم (ناحیه پلاستیک)
۵/۲	-	۰/۳	۰/۳	۴۱	۴۱	الیاف شیشه
۶۰	-	۰/۳۵	۰/۳۵	۳/۴	۳/۴	اپوکسی

است، ماتریس سفتی برابر با $[Q^{Al}]_2$ است.

$$[Q^{Al}]_1 = \begin{bmatrix} \frac{E_{11}^{Al}}{1 - \nu_{12}^{Al}\nu_{21}^{Al}} & \frac{-\nu_{12}^{Al}E_{22}^{Al}}{1 - \nu_{12}^{Al}\nu_{21}^{Al}} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}^{Al}E_{22}^{Al}}{1 - \nu_{12}^{Al}\nu_{21}^{Al}} & \frac{E_{22}^{Al}}{1 - \nu_{12}^{Al}\nu_{21}^{Al}} & 0 \\ 0 & 0 & E_{12}^{Al} \end{bmatrix} \quad (14)$$

کرنش برای هر نمونه محاسبه و در **جدول ۳** مقایسه شده است که بیان‌گر مقدار انرژی جذب شده در واحد حجم است. آلومینیم به دلیل ترد بودن در کشش باید با زاویه ۴۵ درجه بریده شود. زاویه برش در نمونه‌هایی که لایه صفر درجه دارند، در دو طرف لایه صفر درجه نزدیک به زاویه برشی آلومینیم است و این نشان می‌دهد که شیوه شکست آلومینیم یعنی شیوه برش در این لایه‌ها شیوه غالب بوده است. بیشتر بودن مقدار انرژی کرنشی را نیز می‌توان مربوط به وجود لایه‌های کامپوزیت با زاویه الیاف صفر درجه دانست. **شکل ۲** تصویر شکست نمونه A را پس از انجام آزمون کشش نشان می‌دهد. لازم به ذکر است، تصاویر نمونه‌ها با استفاده از دوربین رقمی تهیه شده است.

در نمونه‌هایی که لایه کامپوزیت با زاویه الیاف ۹۰ درجه دارند، در دو طرف لایه ۹۰ درجه شیوه شکست لایه‌های آلومینیم عوض شده است. لایه آلومینیم مانند لایه‌ای نرم با زاویه صفر درجه پاره شده است. این مسئله را می‌توان این‌طور تفسیر کرد، لایه‌های کامپوزیتی این نمونه که دارای زاویه الیاف ۹۰ هستند، به دلیل کم بودن مقاومت در راستای نیرو به سرعت روی خط ۹۰ می‌شکنند. به دلیل ضعیف شدن نمونه روی خط ۹۰ برش لایه‌های آلومینیم هم روی این خط انجام می‌شود (**شکل ۳**).

در نمونه‌هایی که زاویه الیاف یک لایه صفر و لایه بعدی ۹۰ درجه است، لایه آلومینیم چسبیده به لایه کامپوزیتی با زاویه الیاف صفر درجه و

در معادله (۱۴)، هنگامی که $i=1$ باشد، E_{11} ، E_{22} ، ν_{12} ، ν_{21} و G_{12} مربوط به بخش کشسان است و هنگامی که $i=2$ باشد، تمام پارامترهای گفته شده مربوط به ناحیه پلاستیک هستند. اطلاعات لازم در **جدول ۲** آمده است.

$$[d\sigma^{Al}] = [Q^{Al}] [d\varepsilon^{Al}] \quad (15)$$

$$[dN] = \{n^{Al} [Q^{Al}]_i h^{Al} + n^{GE} [Q^{GE}]_h h^{GE}\} [d\varepsilon] \quad (16)$$

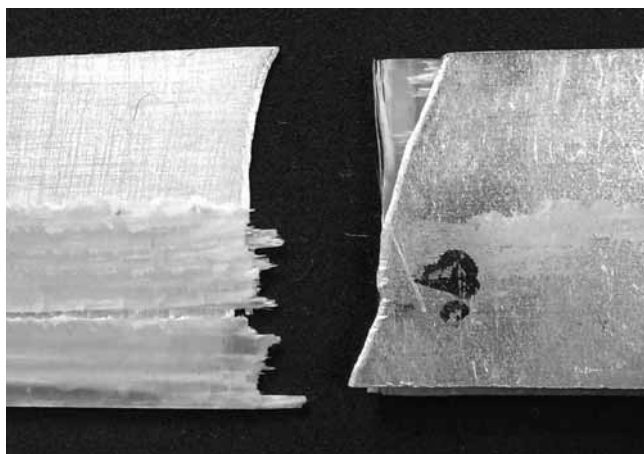
حال می‌توان با استفاده از معادله (۱۲) رفتار تنش - کرنش لایه‌های کامپوزیتی آلومینیم - الیاف شیشه را محاسبه کرد و نمودار تنش - کرنش در صفحه اعمال بار را برای هر نمونه رسم کرد.

نتایج و بحث

نتایج حاصل از آزمایش کشش به شکل منحنی های تنش - کرنش است. به وسیله این منحنی‌ها، تنش حد نهایی و مساحت زیر منحنی تنش -

جدول ۳ - نتایج حاصل از آزمایش کشش.

تنش حد تحمل (MPa)	انرژی در واحد حجم (kJ/m ^۳)	کد نمونه
۷۷۱±۳/۰۰	۷۹/۵±۷/۹۶	A
۱۸/۶±۰/۶۱	۷/۹±۰/۵۱	B
۳۴/۵±۲/۵۰	۴۵±۳/۳۲	C
۲۰/۳±۷/۵۶	۴۴/۳±۲/۱۳	D
۴۷/۸±۲/۳۲	۴۵/۹±۲/۵۲	E
۲۰±۱/۴۹	۳۴±۲/۷۵	F



شکل ۴ - تصویر شکست نمونه C پس از انجام آزمون کشش.

با زاویه الیاف ۴۵ حدوداً روی خط ۳۰ پاره شده‌اند. به دلیل شکستن لایه‌های کامپوزیتی با الیاف ۹۰ و ۴۵ از ناحیه زمینه، انرژی نسبتاً کمی به وسیله نمونه جذب شده است (شکل ۷).

مقایسه نتایج تجربی و مدل تحلیلی

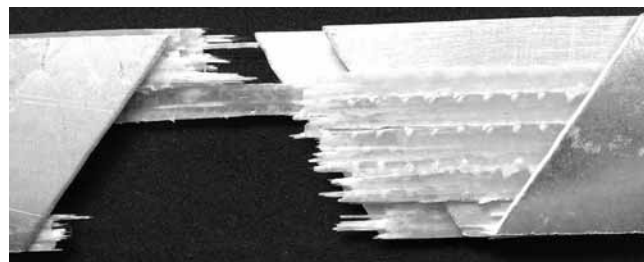
با استفاده از معادلات (۱۰) و (۱۵) می‌توان ضرایب معادله تنش - کرنش لایه‌های کامپوزیتی آلومینیم - الیاف شیشه را محاسبه کرد. در محاسبه ماتریس [Q] برای لایه‌هایی که زاویه الیاف در آنها برابر $\theta \neq 0$ است، باید ماتریس $[\bar{Q}]$ را به شکل زیر محاسبه کرد:

$$[\bar{Q}] = [T^{-1}][Q][T] \quad (17)$$

$$[TC]_{CL} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & (m^2 - n^2) \end{bmatrix} \quad (18)$$



شکل ۵ - تصویر شکست نمونه E پس از انجام آزمون کشش.



شکل ۲ - تصویر شکست نمونه A پس از انجام آزمون کشش.

لایه آلومینیم وسطی با زاویه نزدیک به ۲۰ درجه شکسته است. اما، لایه چسبیده به لایه کامپوزیتی با زاویه الیاف ۹۰ با زاویه حدود صفر درجه شکسته شده است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که این نوع لایه‌گذاری مقدار جذب انرژی یکسانی را در دو راستای عمود بر هم دارد و تلفیق کارآمدی برای مقاومت در کشش چندمحوری است (شکل ۴).

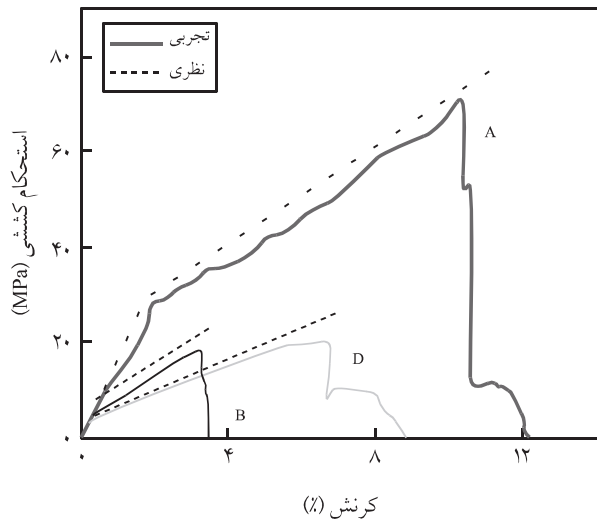
در نمونه‌هایی که لایه کامپوزیت با زاویه الیاف ۴۵ درجه دارند، چون تمایل لایه‌های الیافی و آلومینیم به برش روی خط ۴۵ است، تمام لایه‌ها تقریباً روی خط ۴۵ می‌شکنند. شکست لایه‌های الیافی از محل ماتریس، باعث می‌شود که مقدار جذب انرژی نسبتاً در نمونه کاهش یابد (شکل ۵).

در نمونه‌هایی که زاویه الیاف یک لایه صفر و لایه بعدی ۴۵ درجه است، لایه آلومینیم چسبیده به لایه کامپوزیت با الیاف صفر درجه روی خط ۳۰ می‌شکند. لایه آلومینیم طرف دیگر و میانی که چسبیده به لایه کامپوزیت با الیاف ۴۵ است به شکل زیگزاگ می‌شکند. این امر نشان دهنده آن است که ترکیبی از شیوه‌های شکست در شکستن لایه‌ها دخالت داشته‌اند. مقدار انرژی جذب شده هم متوسط است (شکل ۶).

در نمونه‌هایی که زاویه الیاف یک لایه ۹۰ و لایه بعدی ۴۵ درجه است، لایه آلومینیم چسبیده به لایه کامپوزیت با زاویه الیاف ۹۰ دقیقاً روی خط ۹۰ شکسته است و لایه‌های آلومینیم میانی و چسبیده به لایه کامپوزیت



شکل ۳ - تصویر شکست نمونه B پس از انجام آزمون کشش.



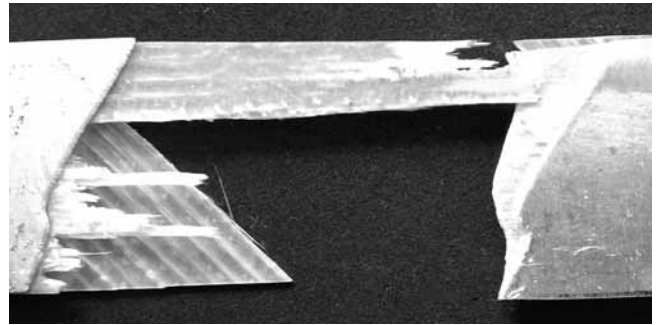
شکل ۸- نمونه مقایسه‌ای تنش - کرنش در حالت نظری و تجربی.

نشده است. با وجود این مسائل، نمودارها توافق خوبی را بین نتایج تجربی و تحلیلی نشان می‌دهند و می‌توان به دقت مناسب مدل تحلیلی مورد استفاده در پیش‌بینی خواص کششی کامپوزیت‌های لایه‌ای فلز - الیاف پی برد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله اثر زاویه الیاف روی خواص کششی کامپوزیت‌های لایه‌ای فلز - الیاف شده است. روش تحلیلی بر اساس نظریه کلاسیک لایه‌ها و فرضیات لاو - کریشهف و نیز با در نظر گرفتن رفتار کشسان - پلاستیک آلومینیم و رفتار کشسان خطی کامپوزیت‌های الیافی استوار است. به منظور بررسی مقدار صحت نتایج به دست آمده، ۶ دسته نمونه با زاویه الیاف متفاوت از هم (ترکیبی از زوایای ۰ و ۴۵ و ۹۰ درجه) مطابق با استانداردهای موجود ساخته شد. نمونه‌ها شامل سه لایه آلومینیم بود که دو لایه کامپوزیت الیافی شیشه - اپوکسی در بین آنها قرار داشت و در دستگاه کشش آزمایش شد.

نتایج حاصل از آزمایش نشان می‌دهد، لایه‌های کامپوزیتی با زاویه الیاف صفر درجه مقاومت به کشش نمونه را به شدت افزایش می‌دهند. متفاوت بودن زاویه الیاف در دو لایه کامپوزیت به کار رفته در نمونه‌ها باعث تغییر شیوه شکست لایه‌های آلومینیمی می‌شود. در لایه کامپوزیتی با زاویه الیاف صفر درجه، بار به وسیله الیاف تحمل می‌شود و شکست الیاف است که موجب شکست لایه می‌شود. اما، در لایه‌های کامپوزیتی با زاویه الیاف ۴۵ و ۹۰ درجه، شکست لایه از محل زمینه اتفاق



شکل ۶- تصویر شکست نمونه F پس از انجام آزمون کشش.

در معادله‌های (۱۷) و (۱۸) نماد $m = \cos \theta$ و $n = \sin \theta$ است و زیرنویس CL بیان‌گر حالت دو بعدی عمومی است. برای لایه‌های ۴۵ و ۹۰ درجه با محاسبه $[\bar{Q}]$ رابطه بین تنش و کرنش به دست می‌آید. برای هر یک از لایه‌های کامپوزیت الیافی چنان چه مقاومت لایه از مقاومت اپوکسی تنها کمتر شود، در محاسبات مقاومت لایه معادل لایه رزین بدون الیاف فرض می‌شود. این فرض با توجه به تطابق خوب نتایج نظری و تجربی، فرض مناسبی است. با توجه به این محاسبات نمودار تنش - کرنش در صفحه اعمال بار، برای نمونه‌های A، B و D رسم شد. به منظور مقایسه بهتر این نمودارها به شکل تطبیقی روی نمودارهای به دست آمده از آزمایش رسم شد (شکل ۸).

همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود، در اغلب نمودارها در کرنش‌های برابر، تنش به دست آمده در حالت تجربی کمتر از تنش محاسبه شده در حالت تحلیلی است. دلیل این مسئله آن است که در حالت تحلیلی از لایه‌ها لایه شدن کامپوزیت‌ها و وجود هر نوع ناپوستگی ساختاری در لایه‌ها صرف نظر شده است. البته در مراحل ساخت نیز ممکن است، عیوب ساختاری در کامپوزیت به وجود آید که در عمل موجب کاهش مقاومت لایه‌ها می‌شود. اما، در مدل تحلیلی بررسی



شکل ۷- تصویر شکست نمونه H پس از انجام آزمون کشش.

است. نتایج حاصل از روش تحلیلی و نتایج به دست آمده از آزمایش روی نمونه‌ها توافق مناسبی را نشان می‌دهد.

مراجع

1. Wu G. and Yang J.M., The Mechanical Behavior of Glare Laminates for Aircraft Structures, *JOM, J. Mineral. Metal. Mater. Soc.*, **57**, 72-79, 2005.
2. Wu G. and Yang J.M., Analytical Modelling and Numerical Simulation of the Nonlinear Deformation of Hybrid Fibre-Metal Laminates, *Modelling Simul. Mater. Sci. Eng.*, **13**, 413-425, 2005.
3. Carrillo J.G. and Cantwell W.J., Scaling Effects in the Tensile Behavior of Fiber-Metal Laminates, *Compos. Sci. Technol.*, **67**, 1684-1693, 2007.
4. Botelho EC., Silva RA., Pardini LC. and Rezende M.C., A Review on the Development and Properties of Continuous Fiber/Epoxy/Aluminum Hybrid Composites for Aircraft Structures, *Mater. Res.*, **9**, 247-256, 2006.
5. Sadighi M. and Dariushi S., An Experimental Study on Impact Behavior of Fiber/Metal Laminates, *Iran. J. Polym. Sci. Technol.*, **21**, 315-327, 2008.
6. Hagenbeek M., Van Hengel C., Bosker O.J. and Vermeeren C., Static Properties of Fiber Metal Laminates, *Appl. Compos. Mater.*, **10**, 207-222, 2003.
7. Volt A., Vogelesang L.B., and de Vries T.J., Towards Application of Fiber Metal Laminates in Larger Aircraft, *Aircraft. Eng. Aerosp. Technol.*, **71**, 558-570, 1999.
8. Langdon G.S., Nurick G.N., Lemanski S.L., Simmons M.C., Cantwell W.J. and Schleyer G.K., Failure Characterisation of Blast-Loaded Fibre-Metal Laminate Panels Based on Aluminium and Glass-Fibre Reinforced Polypropylene, *Compos. Sci. Technol.*, **67**, 1385-1405, 2007.
9. Afaghi-Khatibi A., Ye L. and Mai Y.W., Hybrids and Sandwiches, *Comprehensive Compos. Mater.*, **2**, 249-290, 2000
10. Krishnakumar S., Fiber Metal Laminates-The Synthesis of Metals and Composites, *Mater. Manuf. Process.*, **9**, 295-354, 1995.
11. Borgonje B. and Ypma M.S., Long Term Behavior of GLARE, *Appl. Compos. Mater.*, **10**, 243-255, 2003.
12. Vermeeren C., An Historic Overview of the Development of Fiber Metal Laminates, *Appl. Compos. Mater.*, **10**, 189-205, 2003.
13. Peters S.T., *Handbook of Composite*, 2nd ed., Chapman & Hall, California, USA, 207-210, 1998.
14. Laliberte J.F., Poon C., Straznicki P.V., and Fahr A., Applications of Fiber-Metal Laminates, *Polym. Compos.*, **21**, 558-567, 2000.
15. Vlot A. and Van Ingen J.W., Delamination Resistance of Post-Stretched Fiber Metal Laminates, *J. Compos. Mater.*, **32**, 1784-1805, 1998.
16. Cavallini G., Davi G., and Milazzo A., Boundary Element Modeling and Analysis of Adhesive Bonded Structural Joints, *Electronic J. Boundary Elements*, **4**, 31-48, 2006.
17. Botelho E.C., Almeida R.S., Pardini L.C. and Rezende M.C., Elastic Properties of Hygrothermally Conditioned Glare Laminate, *Int. J. Eng. Sci.*, **45**, 163-172, 2007.
18. Cortes P. and Cantwell W.J., The Prediction of Tensile Failure in Titanium-Based Thermoplastic Fibre-Metal Laminates, *Compos. Sci. Technol.*, **66**, 2306-2316, 2006.
19. Van Rooijen R., Sinke J., De Vries T.J. and Van Der Zwaag S., Property Optimization in Fibre Metal Laminates, *Appl. Compos. Mater.*, **11**, 63-76, 2004.
20. Wu G., Tan Y., and Yang J.M., Evaluation of Residual Strength of Notched Fiber Metal Laminates, *Mat. Sci. Eng. A*, **457**, 338-349, 2007.
21. Hessabi Z.R., Majidi B., and Aghazadeh J., Effects of Stacking Sequence on Fracture Mechanisms in Quasi-isotropic Carbon/Epoxy Laminates under Tensile Loading, *Iran. Polym. J.*, **14**, 531-538, 2005.
22. Fahr A., Chapman C.E., Laliberte J.F., Forsyth D.S. and Poon C., Non-Destructive Evaluation Methods for Damage Assessment in Fiber-Metal Laminates, *Polym. Compos.*, **21**, 568-575, 2000.
23. Kawai M., Hachinohe A., Takumida K. and Kawase Y., Off-axis Fatigue Behaviour and Its Damage Mechanics Modelling for Unidirectional Fibre-Metal Hybrid Composite: GLARE 2, *Compos. Part A*, **32**, 13-19, 2001.
24. Rastellini F., Oller S., Salomon O., and Onate E., Composite

- Materials Non-Linear Modelling for Long Fibre-Reinforced Laminates Continuum Basis, Computational Aspects and Validations, *Comput. Struct.*, **86**, 879-896, 2008.
25. Wittenberg T.C., Van Baten T.J., and Boer A., Design of Fiber Metal Laminate Shear Panels for Ultra-High Capacity Aircraft, *J. Mater. Process Technol.*, **103**, 1-5, 2000.
26. Iaccarino P., Langella A., and Caprino G., A Simplified Model to Predict the Tensile and Shear Stress-Strain Behavior of Fiber Glass/Aluminum Laminates, *Compos. Sci. Technol.*, **67**, 1748-1793, 2007.
27. Wegman R.F., *Surface Preparation Techniques for Adhesive Bonding*, Noyes, USA, 1989.
28. Vries T.J., Vlot A. and Hashagen F., Delamination Behavior of Spliced Fiber Metal Laminates Part 1. Experimental Results, *Compos. Struct.*, **46**, 131-145, 1999.
29. *Composite Materials Handbook*, Department of Defense, USA, **3**, Chapt. 5, 2-3, 2002.