

روشی تحلیلی برای محاسبه‌ی سفتی برید کامپوزیت‌های دوبعدی سه‌محوره

محمود مهرداد شکرپه (استاد)

محمدصادق مظلومی (دانشجوی کارشناسی ارشد)
دانشکده‌ی هندی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

در این نوشتار یک روش تحلیلی برای محاسبه‌ی سفتی برید کامپوزیت دوبعدی سه‌محوره ارائه شده است. در ابتدا یک ساول واحد معرف خواص برید کامپوزیت و اجزاء تشکیل دهنده‌ی آن معرفی شده‌اند. سپس کل کامپوزیت به صورت سه‌لایه در نظر گرفته شده که دو لایه‌ی آن نماینده‌ی الیاف برید و لایه‌ی سوم نماینده‌ی الیاف محوری است. سپس با استفاده از قانون اختلاط الیاف و رزین، خواص مکانیکی هر لایه محاسبه شده است. پس از آن با استفاده از روابط تحلیلی، اعوجاج لایه‌های نماینده الیاف برید در نظر گرفته شده است. در نهایت با استفاده از یک روش میانگین‌گیری، سفتی کل برید کامپوزیت محاسبه شده است. نتایج حاصله با نتایج به دست آمده از روش آزمایشگاهی مقایسه، و تأثیر اعوجاج الیاف برید بر سفتی برید کامپوزیت بررسی شده است.

واژگان کلیدی: برید کامپوزیت، محاسبه‌ی سفتی، روش تحلیلی، ساول واحد، اعوجاج الیاف.

shokrieh@iust.ac.ir
sadeqmazloomi@mecheng.iust.ac.ir

مقدمه

در دو دهه‌ی اخیر، برید کامپوزیت‌ها به‌طور قابل ملاحظه‌ی توجه دانشمندان را به خود جلب کرده‌اند. این گونه‌ی کامپوزیت‌ها به دلیل خواص مکانیکی فوق‌العاده‌شان، در صنعت هوافضا، صنایع اتومبیل و صنایع دریایی مورد استفاده قرار می‌گیرند.^[۱] برید کامپوزیت‌ها به دلیل توزیع مناسب نیرو در ساختار خود، خواص بسیار مناسبی برای استفاده به‌منظور مقاوم‌سازی دارند. بازدهی بالای بریدها در توزیع یکنواخت نیرو، موجب مقاومت بالای آنها در برابر ضربه شده است. با توجه به این که تمامی الیاف در باربری شرکت می‌کنند، بریدها قابلیت جذب انرژی بسیار بالایی دارند. از مزایای مهم دیگر بریدها قابلیت نزدیکی به شکل اصلی و قیمت تولید بسیار مناسب آنهاست. برید کامپوزیت‌ها به دو دسته‌ی کلی تقسیم می‌شوند: بریدهای دوبعدی و بریدهای سه‌بعدی. به دلیل پیچیدگی ساختار بریدها، ممکن است پارامترهای مختلفی (از قبیل خواص مکانیکی الیاف و ماتریس، نحوه‌ی قرارگیری الیاف در ماتریس، زاویه‌ی برید، میزان اعوجاج الیاف و درصد حجمی‌شان) بر خواص مکانیکی‌شان تأثیرگذار باشد. تاکنون مطالعات گسترده‌ی برای دست آوردن خواص مکانیکی کامپوزیت‌های نساجی انجام شده است.^[۲] در میان کامپوزیت‌های نساجی، کامپوزیت‌های بافته شده در کاربردهای سازی استفاده بیشتری دارند و به همین دلیل بیشتر مطالعات صورت گرفته در این حوزه مربوط به کامپوزیت‌های بافته شده است. در این رابطه، دو مدل تحلیلی برای کامپوزیت‌های بافته شده‌ی دوبعدی ارائه شد^[۳] که مبتنی بر تاکنون مطالعات گسترده‌ی برای دست آوردن خواص مکانیکی کامپوزیت‌های نساجی انجام شده است.^[۲] در میان کامپوزیت‌های نساجی، کامپوزیت‌های بافته شده در کاربردهای سازی استفاده بیشتری دارند و به همین دلیل بیشتر مطالعات صورت گرفته در این حوزه مربوط به کامپوزیت‌های بافته شده است. در این رابطه، دو مدل تحلیلی برای کامپوزیت‌های بافته شده‌ی دوبعدی ارائه شد^[۳] که مبتنی بر

از آنجا که شروع ریزترک‌ها و تعیین آنها، عامل مهمی برای درک خصوصیات مکانیکی ماده به شمار می‌آید، در سال ۲۰۰۰ تأثیر ساختار بافت بر خرابی ابتدایی کامپوزیت‌های تار و پودی شیشه / وینیل استر مطالعه شد.^[۴] همچنین محققین ضمن به‌کارگیری بریدهای تخت سه‌محوره‌ی متشکل از الیاف پلی اتیلن به‌عنوان تقویت‌کننده‌ی کامپوزیت‌های دندانپزشکی، به مطالعه‌ی خرابی آنها تحت بارگذاری خمشی پرداختند.^[۵]

در سال ۱۹۹۵، در مقایسه‌ی بین فرایند بریدینگ با یکی از مهم‌ترین رقیب‌های آن یعنی روش پیچش الیاف^۱ صورت گرفت.^[۶] بر این نکته تأکید شد که چون هر

تاریخ: دریافت ۱۳۸۸/۵/۵، اصلاحیه ۱۳۸۸/۱۲/۱۰، پذیرش ۱۳۸۹/۳/۱۸.

تشریح مدل تحلیلی ارائه شده

در این تحقیق مدل جدیدی برای محاسبه سفتی برید کامپوزیت‌های دوبعدی سه‌محوره^۶ ارائه شده است. در این مدل سلول واحدی در نظر گرفته شده که معرف خواص ماده است و کامپوزیت از تکرار این سلول واحد تشکیل می‌شود. در شکل ۱ طرح‌واره‌ای از یک برید کامپوزیت دوبعدی سه‌محوره و سلول واحد معرف (RUC)^۷ خواص آن نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل مشخص است هر سلول واحد متشکل از دو دسته الیاف برید است که به صورت مورب قرار گرفته‌اند -- یک دسته الیاف محوری که در راستای طول سلول واحد قرار دارند و دیگری الیاف ماتریسی. برای به دست آوردن سفتی کل سلول واحد، ابتدا سلول واحد به صورت سه لایه کامپوزیت مجزا در نظر گرفته شده است. بدین منظور، برای هر کدام از لایه‌ها با استفاده از قاعده‌ی اختلاط رزین و الیاف^۸ خواص مکانیکی یک کامپوزیت لایه‌یی به دست آمده است.

$$\begin{aligned}
 V_m &= 1 - V_f \\
 E_{11} &= E_{11f} \times V_f + E_m \times V_m \\
 E_{22} &= 1 / ((V_f/E_{22f}) + (V_m/E_m)) \\
 \nu_{12} &= \nu_{12f} \times V_f + \nu_m \times V_m \\
 G_{12} &= G_{12f} \times G_m / (G_{12f} \times (1 - V_f) + G_m \times (V_f)) \\
 \nu_{22} &= \nu_{12} (1 - \nu_{12} \times (E_{22}/E_{11})) / (1 - \nu_{12}) \\
 G_{22} &= E_{22} / 2 \times (1 + \nu_{22})
 \end{aligned} \quad (1)$$

در این فرمول‌ها E_{11} نشان‌گر مدول طولی، E_{22} مدول عرضی، ν_{12} ضریب پواسون طولی، ν_{22} ضریب پواسون عرضی، G_{12} مدول برشی طولی، و G_{22} مدول برشی عرضی هستند. همچنین اندیس m و f به ترتیب نشان‌گر ماتریس و الیاف هستند. برای به دست آوردن ضریب پواسون ν_{22} از فرمول ارائه شده توسط محققین^{۱۸} استفاده شده است. پس از آن هر کدام از لایه‌های کامپوزیت به صورت یک ماده‌ی همسان‌گرد عرضی^۹ نسبت به محور x در نظر گرفته شده‌اند که ماتریس سفتی برای آن‌ها چنین تعریف می‌شود:

$$C_{ij} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{22} - C_{22}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (2)$$

که در آن:

$$\begin{aligned}
 C_{11} &= (1 - \nu_{22}^2) \frac{E_{11}}{V} \\
 C_{12} &= C_{12} = \nu_{12} (1 + \nu_{22}) \frac{E_{22}}{V}
 \end{aligned}$$

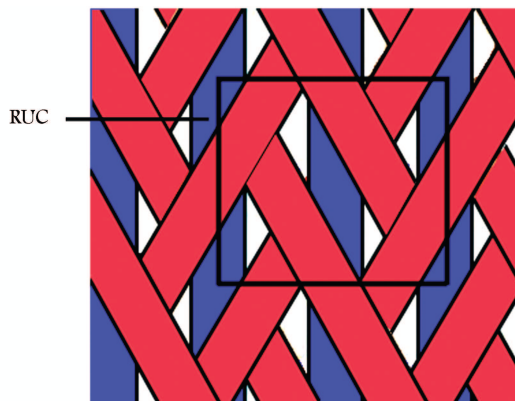
دوروش دارای شباهت‌ها و مزایا و معایبی نسبت به یکدیگر هستند نمی‌توان یکی از این روش‌ها را به‌طور قطعی روش برتر معرفی کرد، بلکه انتخاب روش ساخت یک قطعه بستگی زیادی به نوع محصول خواهد داشت.

آنالیز حرکتی فرایند بریدینگ از سال ۱۹۵۰ مورد مطالعه قرار گرفته است. در این ارتباط یک مدل وابسته به زمان ارائه شد^{۱۳} که با توجه به رابطه‌ی بین زاویه‌ی برید، ضریب پوشش الیاف^۲، درصد حجمی دسته الیاف و سرعت تولید برید، به پیش‌بینی ریزساختار برید کامپوزیت می‌پردازد.

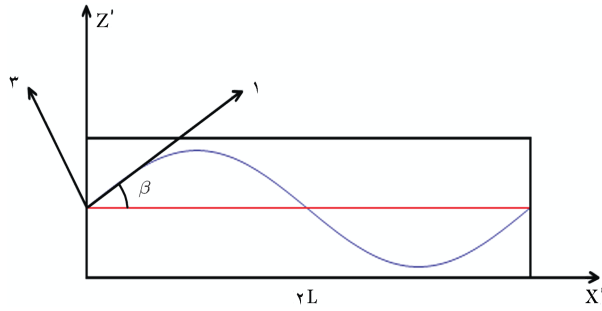
مطالعات اخیر نشان داده‌اند که زاویه‌ی اعوجاج و زاویه‌ی برید در مقاومت و سفتی برید کامپوزیت تأثیرگذارند. با کمک داده‌های آزمایشگاهی نشان داده شد که افزایش زاویه‌ی اعوجاج و زاویه‌ی برید باعث کاهش مقاومت برید کامپوزیت می‌شود.^{۱۴}

محققین دیگری نیز در تحقیق خود روش اجزاء محدود چندفازی را ارائه کردند.^{۱۵} در این روش هر جزء بیان‌گر بیش از یک نوع ماده است. بدین صورت که برید کامپوزیت از سه نوع سلول واحد در ناحیه‌های مختلف تشکیل شده است: ناحیه‌ی درونی، ناحیه‌ی سطحی و گوشه‌ها. در گزارش برخی از پژوهش‌گران، سازوکارهای اصلی خرابی برید کامپوزیت سه‌بعدی تشکیل ناحیه‌ی انحراف^۳ و تورق^۴ عنوان شد.^{۱۶} همچنین، سازوکار اصلی ایجاد خرابی برید کامپوزیت دوبعدی در بارگذاری فشار اولیه‌ی الیاف ایجاد ناحیه‌ی انحراف گزارش شده است.^{۱۷} در هر دو کار تحقیقی فوق، فرمول ساده‌یی برای پیش‌بینی مقاومت برید کامپوزیت سه‌بعدی ارائه شد و نتایج پیش‌بینی‌ها مطابقت خوبی با نتایج آزمایشگاهی داشت. در این مطالعات مشخص شد که هم‌محور نبودن الیاف محوری و تنش برشی بحرانی عواملی تأثیرگذار بر مقاومت کلی کامپوزیت هستند.

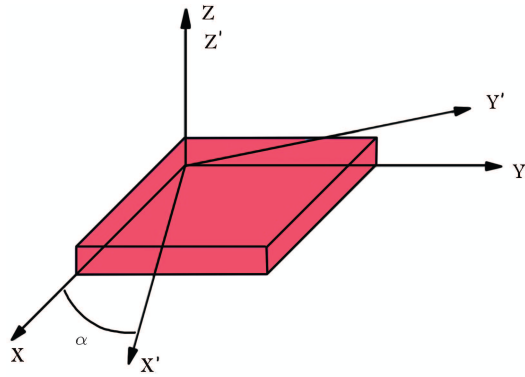
از سوی دیگر، روشی تحلیلی برای بررسی خواص مکانیکی برید کامپوزیت دوبعدی سه‌محوره ارائه شد^{۱۸} که در آن، سلول واحدی به‌عنوان نماینده‌ی خواص ماده در نظر گرفته شد و از این طریق اجزای تشکیل‌دهنده‌ی این سلول واحد بررسی شد. در این‌جا هر کدام از الیاف به‌عنوان یک ماده‌ی جامد خطی همسان‌گرد عرضی^۵ نسبت به محور x در نظر گرفته شده و سپس با کنار هم قراردادن این الیاف در سلول واحد و نیز با استفاده از روش میانگین حجمی سفتی متوسط سلول واحد محاسبه شده است. روش ارائه‌شده‌ی اخیر،^{۱۸} برای محاسبه‌ی بعضی از پارامترهای مکانیکی برید از قبیل مدول برشی و مدول کششی عرضی ضعیف است. در پژوهش حاضر، مدل جدیدی برای محاسبه‌ی این خواص ارائه شده است. نتایج مدل جدید ارائه‌شده در این نوشتار با نتایج روش تحلیلی پیشین^{۱۸} و آزمایش‌های موجود در این زمینه مقایسه شده است.



شکل ۱. طرح‌واره‌ی برید کامپوزیت دوبعدی سه‌محوره و سلول واحد معرف.



شکل ۲. نمایی از کنار لایه‌ی معرف الیاف برید.



شکل ۳. دوران کامپوزیت در راستای محور z.

$$T_{\lambda} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 0 & 0 & 0 & 2mn \\ n^2 & m^2 & 0 & 0 & 0 & -2mn \\ 0 & 0 & \lambda & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m & -n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & n & m & 0 \\ -mn & mn & 0 & 0 & 0 & m^2 - n^2 \end{bmatrix}$$

$$T_{\tau} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 0 & 0 & 0 & mn \\ n^2 & m^2 & 0 & 0 & 0 & -mn \\ 0 & 0 & \lambda & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m & -n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & n & m & 0 \\ -2mn & 2mn & 0 & 0 & 0 & m^2 - n^2 \end{bmatrix}$$

$$m = \cos(\alpha)$$

$$n = \sin(\alpha)$$

$$\{\sigma\} = [T_{\lambda}]^{-1} [\bar{C}] [T_{\tau}] \{\varepsilon\}$$

$$\{\sigma\} = [C_{Global}] \{\varepsilon\}$$

بدین ترتیب ماتریس سفتی برای هر کدام از لایه‌ها به دست می‌آید. بدین صورت که برای لایه‌های نماینده‌ی الیاف برید ابتدا دوران در راستای y و سپس دوران در راستای z در نظر گرفته شده، و برای لایه‌ی نماینده‌ی الیاف محوری نیز هیچ دورانی لحاظ نشده است؛ زیرا این دسته الیاف اعوجاج ندارند و در راستای محور طولی قرار دارند. پس از به دست آوردن ماتریس سفتی برای هر کدام از لایه‌ها، در مرحله‌ی آخر ماتریس

$$C_{\tau\tau} = (\nu_{\tau\tau} + \nu_{\lambda\tau}^2 \frac{E_{\tau\tau}}{E_{\lambda\lambda}}) \frac{E_{\tau\tau}}{V}$$

$$C_{\tau\tau} = C_{\tau\tau} = (\lambda - \nu_{\lambda\tau}^2 \frac{E_{\tau\tau}}{E_{\lambda\lambda}}) \frac{E_{\tau\tau}}{V}$$

$$C_{\tau\tau} = G_{\tau\tau} = \frac{E_{\tau\tau}}{2(\lambda + \nu_{\tau\tau})}$$

$$C_{\delta\delta} = C_{\phi\phi} = G_{\lambda\tau}$$

$$V = [(\lambda + \nu_{\tau\tau})(\lambda - \nu_{\tau\tau} - 2\nu_{\lambda\tau}^2 \frac{E_{\tau\tau}}{E_{\lambda\lambda}})] \quad (3)$$

اعوجاج الیاف عملاً در میزان سفتی کامپوزیت تأثیرگذار است. از این رو برای محاسبه‌ی سفتی لایه‌ی کامپوزیت که نماینده‌ی الیاف برید است ابتدا باید اعوجاج آنها را در نظر گرفت. با توجه به این که اعوجاج الیاف بسیار شبیه به یک تابع سینوسی است (مانند شکل ۲)، اعوجاج کامپوزیت نیز به صورت یک تابع سینوسی در نظر گرفته شده است. معادلات حاصله عبارت‌اند از:

$$z' = A \sin(\frac{\pi x'}{l})$$

$$\tan(\beta) = \frac{\pi A}{l} \cos(\frac{\pi x'}{l})$$

$$\hat{m} = \cos(\beta) = \frac{\lambda}{\sqrt{\lambda + \tan^2(\beta)}}$$

$$\hat{n} = \sin(\beta) = \frac{\tan(\beta)}{\sqrt{\lambda + \tan^2(\beta)}} \quad (4)$$

برای در نظر گرفتن اعوجاج، ابتدا دو ماتریس دوران در راستای y در ماتریس سفتی ضرب می‌شود، و سپس در طول کامپوزیت انتگرال ماتریس حاصله محاسبه شده است.

$$\hat{T}_{\lambda} = \begin{bmatrix} \hat{m}^2 & 0 & \hat{n}^2 & 0 & 2\hat{m}\hat{n} & 0 \\ 0 & \lambda & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hat{n}^2 & 0 & \hat{m}^2 & 0 & -2\hat{m}\hat{n} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \hat{m} & 0 & -\hat{n} \\ -\hat{m}\hat{n} & 0 & \hat{m}\hat{n} & 0 & \hat{m}^2 - \hat{n}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \hat{n} & 0 & \hat{m} \end{bmatrix}$$

$$\hat{T}_{\tau} = \begin{bmatrix} \hat{m}^2 & 0 & \hat{n}^2 & 0 & \hat{m}\hat{n} & 0 \\ 0 & \lambda & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hat{n}^2 & 0 & \hat{m}^2 & 0 & -\hat{m}\hat{n} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \hat{m} & 0 & -\hat{n} \\ -2\hat{m}\hat{n} & 0 & 2\hat{m}\hat{n} & 0 & \hat{m}^2 - \hat{n}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \hat{n} & 0 & \hat{m} \end{bmatrix}$$

$$\{\sigma\} = \frac{\lambda}{2l} \int_{-l}^l [\hat{T}_{\lambda}]^{-1} [C] [\hat{T}_{\tau}] dx \{\varepsilon\}$$

$$\{\sigma\} = [\bar{C}] \{\varepsilon\} \quad (5)$$

نکته‌ی مهم دیگر در محاسبه‌ی سفتی لایه‌ی کامپوزیت که نماینده‌ی الیاف برید است، دوران الیاف در راستای محور z است. برای در نظر گرفتن این دوران باز هم از ضرب دو ماتریس دوران و این بار در راستای محور z استفاده شده است. دوران کامپوزیت در راستای محور z در شکل ۳ نمایش داده شده است.

سفتی برای سلول واحد پیش‌بینی شده است که عبارت است از:

$$[C^{RUC}] = h^{+a} [C_{Global}]^{+a} + h^{-a} [C_{Global}]^{-a} + h^0 [C_{Global}]^0$$

در این روش برای هرکدام از سه لایه ضخامت‌های خاص در نظر گرفته شده است؛ ضخامت هرکدام از لایه‌ها در ماتریس سفتی آن ضرب شده است.

به نظر می‌رسد که روش پیشین به این دلیل از محاسبه G_{xy} ناتوان است که در این روش ابتدا کل کامپوزیت به ۴ قسمت مجزا تقسیم می‌شود: دو قسمت نماینده الیاف برید، یک قسمت نماینده الیاف محوری و یک قسمت نماینده ماتریس. در ادامه پس از انجام محاسبات مربوطه، سفتی هرکدام از قسمت‌ها به دست آمده و سپس از سفتی آنها میانگین حجمی گرفته شده است. یعنی سفتی هرکدام از قسمت‌ها در درصد حجمی آنها ضرب شده با یکدیگر جمع شده‌اند.

$$[C^{RUC}] = V^{+a} [C_{Global}]^{+a} + V^{-a} [C_{Global}]^{-a} +$$

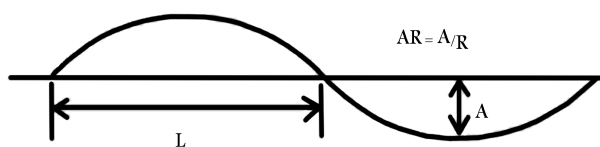
$$V^0 [C_{Global}]^0 + V^m [C]^m$$

این کار دقیقاً مانند این است که در روش انجام شده در این نوشتار، در قاعده‌ی اختلاط ماتریس و الیاف به جای استفاده از فرمول $G = \frac{G_f G_m}{G_f V_m + G_m V_f}$ از فرمول $G = G_f V_f + G_m V_m$ استفاده شود؛ استفاده از این فرمول اشتباهی آشکار است که البته با استفاده از روش ارائه شده در نوشتار حاضر برطرف شده است.

پیش‌بینی رفتار برید کامپوزیت با تغییر مشخصات فیزیکی

پس از ارزیابی نتایج به دست آمده از روش حاضر و مقایسه‌ی آن با نتایج آزمایشگاهی، می‌توان به پیش‌بینی پارامترهای مکانیکی برید پرداخت. در این قسمت برای مدول طولی، مدول عرضی و مدول برشی، در نسبت اعوجاج $AR = 10^\circ$ های مختلف الیاف نمودارهایی رسم شده است. نسبت اعوجاج (AR) در نمودار شکل ۴ نمایش داده شده است.

در شکل ۴، هرکدام از نمودارها دارای سه منحنی است که یکی مربوط به روش Quek است، منحنی دیگر منحنی حاصل از روش جدید و منحنی سوم منحنی حاصل از روش CLT است. علاوه بر این نقطه‌یی که با علامت + مشخص شده، مقدار حاصل از روش آزمایشگاهی را در نسبت اعوجاج $AR = 5^\circ$ نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که اطلاعات موجود درباره‌ی داده‌های آزمایشگاهی در این زمینه در مقالات بسیار محدود است.



شکل ۴. نمای جانبی از کامپوزیت نماینده الیاف برید.

جدول ۳. مقایسه‌ی نتایج آزمایشگاهی و نتایج حل تحلیلی.

برید کامپوزیت $30^\circ/30^\circ/30^\circ$ - مرکب از الیاف شیشه و رزین پلی‌وینیل استر با درصد حجمی الیاف ۴۵٪			
مشخصه‌ی مکانیکی	نتایج آزمایشگاهی ^[۱۸]	نتایج حاصل از پژوهش‌های پیشین ^[۱۸]	نتایج حاصل از تحقیق حاضر
E_x (GPa)	۲۷٫۱۸	۲۶٫۶۸ (٪ - ۱٫۸۴)	۲۶٫۴۴ (٪ - ۲٫۷۲)
E_y (GPa)	۱۲٫۸۹	۱۴٫۵۲ (٪ ۱۲٫۶۴)	۱۲٫۴۳ (٪ - ۳٫۵۷)
G_{xy} (GPa)	۶٫۷۰	۸٫۵۵ (٪ ۲۷٫۶۱)	۶٫۹۲ (٪ ۳٫۲۸)
ν_{xy}	۰٫۳۳	۰٫۳۴ (٪ ۳٫۰۳)	۰٫۳۴ (٪ ۳٫۰۳)

ارزیابی نتایج حاصله

مدل در نظر گرفته شده کامپوزیتی با الیاف شیشه و رزین پلی‌وینیل استر است که خواص مکانیکی آن‌ها در جدول‌های ۱ و ۲ آورده شده است.

مقایسه‌ی مقادیر آزمایشگاهی^[۱۸] مقادیر به دست آمده از روش تحلیلی، و نیز نتایج حاصل از روش تحلیلی ارائه شده در پژوهش‌های پیشین^[۱۸] در جدول ۳ آورده شده است. نتایج ارائه شده در این جدول برای برید کامپوزیتی با درصد حجمی الیاف ۴۵٪ و چیدمان الیاف $30^\circ/30^\circ/30^\circ$ است.

نتایج آورده شده در ستون سوم و چهارم به ترتیب نشان‌گر نتایج حاصل از پژوهش‌های پیشین و نتایج حاصل از تحقیق حاضر است. همچنین اعداد آورده شده در پرانتز نشان‌گر درصد اختلاف نتایج حاصل با نتایج آزمایشگاهی است. چنان که مشاهده می‌شود نتایج به دست آمده مشابهت قابل قبولی با نتایج آزمایشگاهی دارد و با توجه به زمان بسیار کم مورد نیاز این روش در مقایسه با روش‌های عددی یا محاسباتی، استفاده از این روش بسیار مناسب به نظر می‌رسد. نتایج به دست آمده از پژوهش‌های پیشین^[۱۸] برای مدول عرضی و مدول برشی تفاوت زیادی با نتایج آزمایشگاهی دارند و چنان که در جدول ۳ مشاهده می‌شود این اختلاف در روش ارائه شده در پژوهش حاضر بسیار کم‌تر، و پیش‌بینی‌ها به مقادیر آزمایشگاهی نزدیک‌تر شده‌اند.

جدول ۱. خواص مکانیکی الیاف شیشه.

مدول طولی (E_{11})	۷۳ (GPa)
مدول عرضی (E_{22})	۷۳ (GPa)
مدول برشی طولی (G_{12})	۳۰ (GPa)
ضریب پواسون طولی (ν_{12})	۰٫۲۳

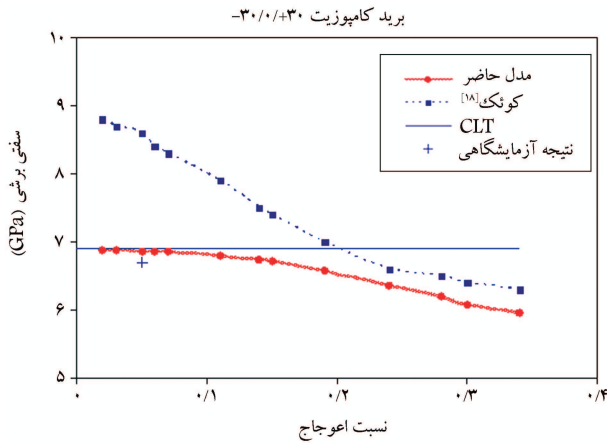
جدول ۲. خواص مکانیکی پلی‌وینیل استر.

مدول یانگ	۳٫۴۵ (GPa)
ضریب پواسون	۰٫۳۵

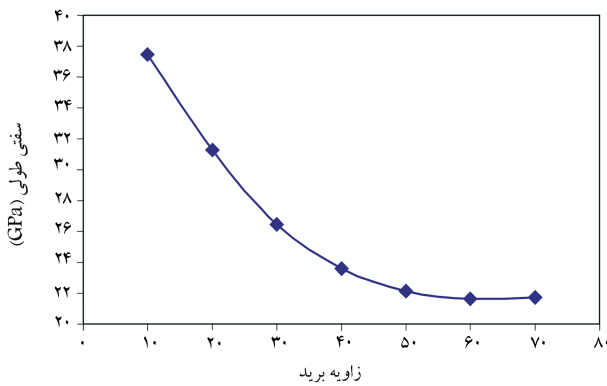
چنان که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، با افزایش نسبت اعوجاج از سفتی در راستای محور طولی کاسته می‌شود. با توجه به این که با افزایش اعوجاج باربری الیاف در راستای طولی کاهش می‌یابد، کاهش سفتی در راستای طولی منطقی به نظر می‌رسد. در ضمن چنان که در نمودار مشخص است روش CLT تغییرات اعوجاج را درک نمی‌کند و برای اعوجاج‌های مختلف، مقداری ثابت را برای سفتی طولی نشان می‌دهد.

در مورد سفتی در راستای عرضی، چنان که در شکل ۶ مشاهده می‌شود، با افزایش نسبت اعوجاج بر میزان سفتی در راستای z و همچنین ضریب پواسون در طول ضخامت افزوده می‌شود. این نکته باعث افزایش سفتی عرضی را اثر افزایش نسبت اعوجاج می‌شود.

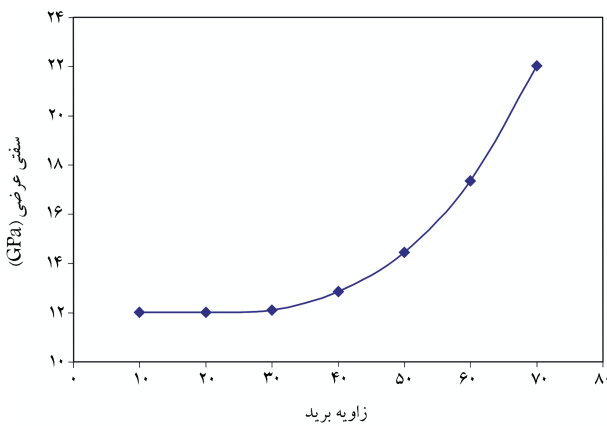
در شکل ۷ نیز مشاهده می‌شود که در پیش‌بینی مدول برشی، با افزایش نسبت اعوجاج مدول برشی کاهش می‌یابد. به نظر می‌رسد علاوه بر این که با افزایش نسبت اعوجاج باربری در راستای طولی کم می‌شود، مدول برشی نیز کاهش می‌یابد. یکی از پارامترهای بسیار مؤثر در سفتی برید کامپوزیت «زاویه برید» است. در ادامه، تأثیر زاویه برید بر مشخصات مکانیکی برید کامپوزیت آورده شده است. چنان که در شکل ۸ مشخص است با افزایش زاویه برید، سفتی در راستای طولی کم می‌شود و این نکته بسیار طبیعی است، زیرا با افزایش این زاویه باربری الیاف در راستای طولی کم می‌شود. تغییرات سفتی طولی با تغییر زاویه برید برای برید



شکل ۷. تغییرات سفتی برشی در نسبت اعوجاج‌های مختلف.

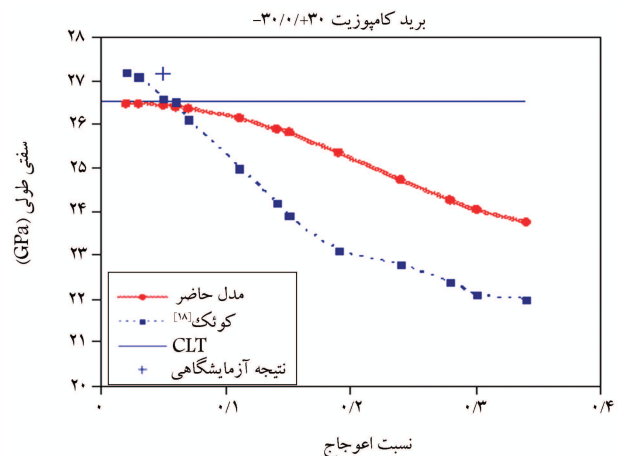


شکل ۸. تغییرات سفتی طولی با تغییر زاویه‌ی بافت.

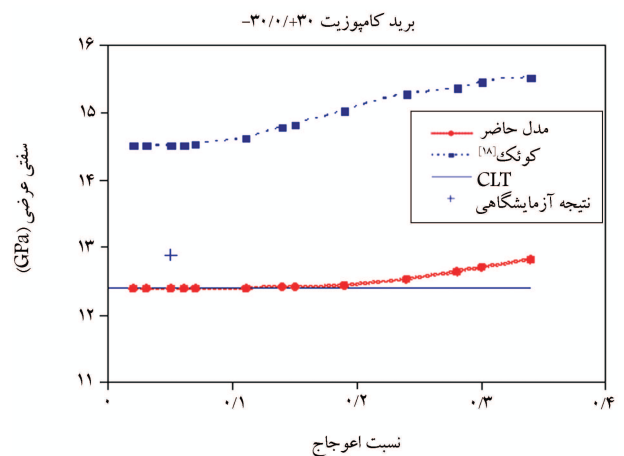


شکل ۹. تغییرات سفتی عرضی با تغییر زاویه‌ی بافت.

برید کامپوزیت $30/0/30$ -



شکل ۵. تغییرات سفتی طولی در نسبت اعوجاج‌های مختلف.



شکل ۶. تغییرات سفتی عرضی در نسبت اعوجاج‌های مختلف.

شد که روش حاضر تطابق بهتری با نتایج آزمایشگاهی دارد. در انتها نیز پس از ارزیابی نتایج با نتایج آزمایشگاهی، برای سفتی طولی، سفتی عرضی و سفتی برشی پیش‌بینی‌هایی برای نسبت‌های اعوجاج مختلف الیاف و همچنین زوایای مختلف برید انجام شد و نشان داده شد که سفتی‌های طولی، عرضی و برشی نسبت به تغییر پارامترهای برید، از قبیل نسبت اعوجاج الیاف و زاویه‌ی برید، حساس‌اند.

فهرست علائم

RUC : سلول واحد معرف

V : درصد حجمی

E_{11} : مدول طولی

E_{22} : مدول عرضی

ν_{12} : ضریب پواسون طولی

ν_{23} : ضریب پواسون عرضی

G_{12} : مدول برشی طولی

G_{23} : مدول برشی عرضی

β : دوران الیاف برید در راستای محور y

α : دوران الیاف برید در راستای محور z

A : دامنه اعوجاج الیاف برید

$2L$: طول موج الیاف برید

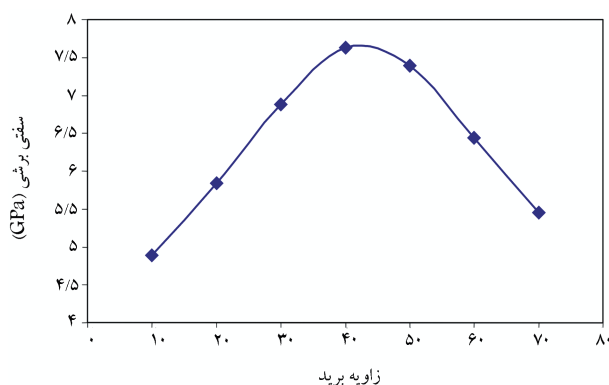
AR : نسبت اعوجاج

T_{ij} : ماتریس دوران

C_{ij} : ماتریس سفتی

اندیس m : نمایان‌گر ماتریس

اندیس f : نمایان‌گر الیاف



شکل ۱۰. تغییرات سفتی برشی با تغییر زاویه‌ی بافت.

همان‌گونه که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود، در ابتدا با افزایش زاویه‌ی برید، سفتی برشی افزایش می‌یابد؛ سپس در زاویه‌ی بین ۴۰ تا ۵۰ درجه به بیشینه مقدار خود رسیده و پس از آن با افزایش زاویه‌ی برید سفتی کاهش می‌یابد. البته اگر تقارن کامل وجود داشته باشد، باید این نقطه‌ی بیشینه در ۴۵ درجه رخ بدهد ولی به این دلیل که در برید کامپوزیت سه‌محوره در راستای محور نیز الیاف داریم این نقطه‌ی بیشینه در زاویه‌ی کم‌تر از ۴۵° قرار می‌گیرد. اگر این نمودار برای یک برید کامپوزیت دوماحوره رسم شود این نقطه‌ی بیشینه، دقیقاً در ۴۵° قرار می‌گیرد.

نتیجه‌گیری

در این تحقیق یک مدل تحلیلی برای محاسبه‌ی خواص مکانیکی برید کامپوزیت دوبعدی سه‌محوره ارائه شد. نتایج حاصل از این روش، با نتایج به دست آمده از روش تحلیلی پیشین^[۱۸] و نیز دیگر نتایج آزمایشگاهی مقایسه شد و نشان داده

پانوشت

1. filament winding
2. fabric cover factor
3. kink band
4. delamination
5. transversely isotropic
6. two dimensional triaxial braided composites (2DTBC)
7. representative unit cell
8. rule of mixture
9. transversely isotropic
10. aspect ratio (AR)

منابع

1. Chawla, K.K. "Composite materials: Science and engineering", 2nd ed., Science, (1998).
2. Miravette, A., *3-D Textile Reinforcements in Compos-*

ite Materials, Cambridge, Woodhead Publishing Limited (1999).

3. Ishikawa, T. and Chou, T.W. "Elastic behavior of woven hybrid composites", *Journal of Composite Materials*, **16**, pp. 2-19 (1982).
4. Ishikawa, T. and Chou, T.W. "Stiffness and strength behavior of woven fabric composites", *Journal of Material Sciences*, **17**, pp. 3211-3220 (1982).
5. Ishikawa, T. and Chou, T.W. "One dimensional analysis of woven fabric composites", *AIAA J.*, **21**, pp. 1714-1721 (1983).
6. Naik, N.K. and Shembekar, P.S. "Elastic behaviour of woven fabric composites", *Journal of Composite Materials*, **26**, pp. 2196-225 (1992).
7. Huang, Z.M. "The mechanical properties of composites reinforced with woven and braided fabrics", *Composites Science and Technology*, **60**, pp. 479-498 (2000).
8. Tsai, K.H.; Chung, L.H.; Wen, L.C. and Chang, H.C. "A parallelogram spring model for predicting the effective

- elastic properties of 2D braided composites”, *Composite Structures*, **83**, pp. 273-283 (2008).
9. Shim, J.S.; Huang, J.H. and Huang, K. “Fracture behaviour of glass/epoxy woven composites under biaxial loading”, *Journal of Material Science*, **19**, pp. 339-342 (2000).
 10. Osada, T.; Nakai, A. and Hamada, H. “Initial fracture behaviour of satin woven fabric composites”, *Composite structures*, **61**, pp. 333-339 (2003).
 11. Karbhari, V.M. and Wang, Q. “Influence of triaxial braid denir on ribbon-based fiber reinforced dental composites”, *Dental Materials*, **23**, pp. 969-976 (2007).
 12. Munro, M. “Comparison of helical filament winding and 2D braiding of fiber reinforced polymeric components”, *Material Manufacturing Process*, **10**(1), pp. 37-46 (1995).
 13. Du, G.; Popper, P. and Chou, T. “Process model of circular braiding”, *American Society of Mechanical Engineers, Materials Division (Publication) MD*, **19**, pp. 119-33 (1990).
 14. Phoenix, S.L. “Mechanical response of a tubular braided cable with an elastic core”, *Textiles Research Journal*, **48**(2), pp. 81-91 (1978).
 15. Chen, L.; Tao, X.M. and Choy, C.L. “Mechanical analysis of 3-D braided composites by the finite multiphase element method”, *Composites Science and Technology*, **59**, pp. 2383-2391 (1999).
 16. Cox, B.N.; Dadkhah, M.S.; Morris, W.L. and Flintoff, J.G. “Failure mechanism of 3D Woven composites in tension, compression, and bending”, *Acta Metall Mater*, **42**(12), pp. 3967-84 (1994).
 17. Dadkhah, M.S.; Cox, B.N. and Morris, W.L. “Compression – compression fatigue of 3D Woven composites”, *Acta Metall Mater*, **43**(12), pp. 4235-45 (1995).
 18. Quek, S.C.; Waas, A.M.; Shahwan, K.W. and Agaram, V. “Analysis of 2D triaxial flat braided textile composites”, *International Journal of Mechanical Sciences*, **45**, pp. 1077-1096 (2003).
 19. Christensen, R.M. “Tensor transformations and failure criteria for the analysis of fiber composite materials”, *Journal of Composite Materials*, **22**, p. 874 (1988).

