

Mechanical Behavior of Quasi-sinusoidal Corrugated Composite sheets

Pouyan Ghabezi and Mohammad Golzar*

Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering and Technology, Tarbiat Modares University, P.O. Box: 14115-143 ,Tehran, Iran

Received 14 August 2011, accepted 24 December 2011

ABSTRACT

An aircraft wing needs to display different mechanical behavior in different directions. 1- stiffness in the spanwise (transverse to the corrugation) direction which enables the aerodynamic and inertial loads to be carried. 2- compliance in the chordwise (corrugation) direction which would allow shape changes and increases in surface area; whereas a corrugated sheet due to their special geometry has potential to use in morphing applications. Therefore, in this paper the mechanical behaviour of quasi-sinusoidal corrugated composites is studied by commercial FEM software ABAQUS and a simple analytical model which is used for the initial stiffness of the quasi-sinusoidal corrugated composites (Yokozeki model). The elongation and effective stiffness in longitudinal and transverse directions of quasi-sinusoidal corrugated skins and flat composites are calculated and compared together. Using first and second Castigliano's theorem and Bernoulli-Euler beam theorem can be used to calculate the deflection and rotational angle of a beam (sheet). In this research, different dimensions of quasi-sinusoidal element for unidirectional and woven composites of E-glass/epoxy are investigated. FEM results and analytical model are compared together. Then, the analytical model is validated by experimental results of plain woven E-glass/epoxy composites. The results of FEM, experimental and analytical simulations show that how a corrugated composite can afford with certainty larger deformation than the flat composite in using this analytical model to predict the mechanical behavior of quasi-sinusoidal corrugated composites. It was found that the corrugated composites display extremely high anisotropic behavior and have high tensile and flexural stiffness in transverse direction while exhibiting low stiffness in longitudinal direction of corrugation.

Key Words:

FEM,
morphing technology,
flexural and tensile
stiffness, composite,
quasi-sinusoidal
corrugated sheets

(*)To whom correspondence should be addressed.

E-mail: m.golzar@modares.ac.ir

رفتار مکانیکی ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار با هندسه شبه‌سینوسی

پویان قابضی، محمد گلزار*

تهران، دانشگاه تربیت مدرس، دانشکده فنی و مهندسی، بخش مکانیک، صندوق پستی ۱۴۳-۱۴۱۱۵

دریافت: ۹۰/۵/۲۳، پذیرش: ۹۰/۱۰/۳

چکیده

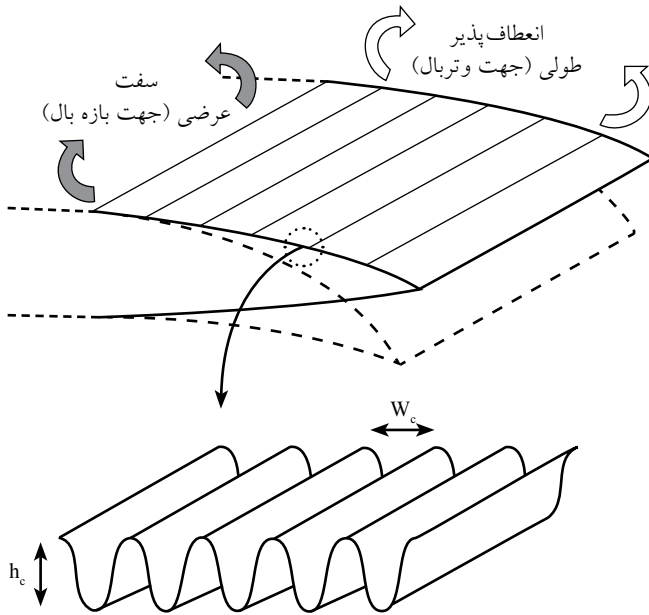
بال هواپیما نیاز دارد، هم‌زمان در دو راستا رفتار مکانیکی متفاوتی داشته باشد. بال هواپیما در راستای طولی برای تحمل بارهای خمشی و آیرودینامیکی باید دارای سفتی زیاد و در راستای عرضی برای آسانی تغییر شکل باید دارای سفتی کم باشد. پوسته‌های موج‌دار با توجه به هندسه خاص، این پتانسیل را دارند که در کاربردهای مزبور استفاده شوند. بنابراین در پژوهش حاضر، سفتی‌های مؤثر کششی و خمشی در دو راستای طولی و عرضی در ورق‌های کامپوزیتی با هندسه شبه‌سینوسی به شکل اجزای محدود (با استفاده از نرم افزار تجاری ABAQUS) و همچنین با استفاده از معادله‌های نظری (نظریه ارایه شده توسط یوکوزوکی) بررسی شده است. می‌توان با استفاده از انرژی کرنشی هر جزء و استفاده از قضایای اول و دوم کاستیگلیانو و به کارگیری نظریه تیرهای برنولی - اویلر تغییر شکل در راستای طولی و عرضی هر جزء را به دست آورد. همچنین، بر اساس آن سفتی‌های کششی و خمشی را (به ازای واحد عرض) در دو راستای طولی و عرضی ورق‌های موج‌دار استخراج کرد. در انتها نتایج به دست آمده از حل اجزای محدود و تحلیلی با نتایج تجربی حاصل از آزمایش‌های کشش و خمش روی ورق‌های کامپوزیتی از جنس شیشه - اپوکسی و الیاف بافته شده با هندسه شبه‌سینوسی، مقایسه شده است. با مقایسه این نتایج می‌توان گفت، معادله‌های نظری ارایه شده دارای خطای قابل قبولی است و می‌توان از آنها برای بررسی سفتی‌های مؤثر کششی و خمشی در راستاهای مختلف در ورق‌های موج‌دار شبه‌سینوسی استفاده کرد. بررسی نتایج به دست آمده نشان می‌دهد، ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار رفتار مکانیکی با ناهمسانگردی زیاد دارند، به طوری که دارای سفتی معادل کششی و خمشی زیاد در جهت عرضی موج هستند، در حالی که این ورق‌ها سفتی کششی و خمشی مؤثر بسیار کمی در راستای موج دارند.

واژه‌های کلیدی

اجزای محدود،
فناوری مورفینگ،
سفتی‌های کششی و خمشی،
کامپوزیت،
ورق‌های موج‌دار شبه‌سینوسی

مقدمه

در سال‌های اخیر فناوری مورفینگ (morphing) توجه مهندسان پرواز و متخصصان آیرودینامیک را به خود جلب کرده است. مورفینگ در لغت به معنای تغییر شکل از حالتی به حالت دیگر بدون ایجاد گسستگی است. در علوم مهندسی و صنایع، مورفینگ به سازه‌هایی اطلاق می‌شود که قابلیت تغییر شکل و هندسه سازه را با توجه به شرایط مختلف پرواز دارند و از این راه سبب افزایش عملکرد سازه‌ها می‌شوند [۱]. امروزه استفاده از این سازه‌ها که به آنها سازه‌های هوشمند نیز گفته می‌شود، در صنایع مختلف به ویژه صنایع هوایی، مورد علاقه طراحان قرار گرفته است [۲]. افزایش قدرت مانور هواپیماها و نیز روند رو به توسعه سفینه‌ها و ماهواره‌های فضایی از جمله دلایل افزایش تمایل به استفاده از این سازه‌هاست. ایده استفاده از فناوری مورفینگ و سازه‌های موج‌دار که رفتاری کاملاً متفاوت در جهت‌های مختلف دارند، مانند بسیاری از فناوری‌های دیگر ریشه در طبیعت دارد. در محیط طبیعی می‌توان نمونه‌های بسیار زیادی از این نوع ساز و کارها را مشاهده کرد. بال پرندگان و حشرات نمونه‌های بارزی از وجود این فناوری در طبیعت است. در شکل ۱، استفاده از این ساز و کارها در بال پرندگان، ماهیان و حشرات و مقایسه آن با ورق موج‌دار کامپوزیتی ساخته شده از جنس شیشه - اپوکسی نشان داده شده است. یکی از مهم‌ترین سازه‌هایی که پتانسیل به کارگیری در فناوری مورفینگ را دارد، ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار است. با استفاده از ایده موج‌دار کردن ورق تخت، می‌توان از ماده‌ای همسانگرد، رفتار مکانیکی متفاوتی در جهت‌های مختلف (در دو جهت عمود بر هم) انتظار داشت. بال هواپیما نیاز دارد، هم‌زمان در



شکل ۲- طرح کلی بال هواپیما و چگونگی استفاده از ورق موج‌دار [۳].

دو راستا رفتار مکانیکی متفاوتی داشته باشد: سفتی زیاد در راستای عرضی برای تحمل بارهای خمشی و آیرودینامیکی و سفتی کم در راستای طولی برای سهولت تغییر شکل آن [۳]. در شکل ۲ طرح کلی بال هواپیما و چگونگی استفاده از ورق موج‌دار در آن نشان داده شده است.

Yokozeki و همکاران از اولین کسانی بودند که ورق‌های موج‌دار ساخته شده از کامپوزیت‌های کربن - اپوکسی را برای استفاده در پوسته مورفینگ پیشنهاد کردند [۳]. Thill و همکاران رفتار لبه انتهایی بال موج‌دار ساخته شده با هندسه‌های سینوسی، دوزنقه‌ای و مثلثی را در اعداد رینولدز مختلف بررسی کردند. آنها دریافتند، خواص آیرودینامیکی به شدت به دامنه و گام امواج و عدد رینولدز وابسته است [۴]. کاظم اهوازی، مدلی تحلیلی برای پیش‌بینی رفتار برش و فشاری سازه‌های ساندویچی موج‌دار ارائه کرده است [۵]. Wu و Duan، ماتریس‌های سفتی کششی، خمشی و جفت شدن مربوط به پوسته‌های کامپوزیتی موج‌دار با هندسه سینوسی را به شکل تحلیلی استخراج کرد و صحت آنها را با آزمون‌های تجربی تأیید کرد [۶]. Norman و همکاران [۷]، ورق‌های موج‌داری از جنس مس - بریلیم را از راه کار سرد تولید کردند که قابلیت انعطاف‌پذیری و لوله شدن داشتند و مهم‌ترین کاربرد آنها استفاده در بال تغییر شکل‌پذیر هواپیماهای بدون سرنشین است. Butler [۸]، با استفاده از ایده یوکوزوکی قطعات کامپوزیتی موج‌دار از جنس کولار ۹۱۴ تولید کرد. وی توانست به نسبت مدول عرضی به طولی حدود ۸۰۰۰ دست یابد



شکل ۱- ساختار موج‌دار بال‌های طبیعی و نمونه‌های کامپوزیتی.

ترتیب با توجه به هندسه موج و ممان اینرسی آن در ناحیه تحلیلی به دست آورد. خواص مؤثر در جهت موج را می‌توان بر اساس قضیه کاستیگلیانو و با استفاده از نظریه برنولی - اویلر مربوط به تیرها به دست آورد. در این پژوهش، جهت امواج و جهت عمود بر راستای امواج، به ترتیب راستای طولی و عرضی موج نامیده شده است (شکل ۳).

امواج با هندسه شبه‌سینوسی

با فرض یک جزء شبه‌سینوسی که در شکل ۴، پارامترهای هندسی آن نشان داده شده است، با اعمال نیروی کششی، P ، و ممان خمشی، M ، به انتهای آن می‌توان با استفاده از قضایای کاستیگلیانو، تغییر شکل‌های δ و θ انتهای آن را به دست آورد [۳]:

$$\delta = \frac{12(1-\gamma_{12}\gamma_{21})}{E_1 t^3} \left[\frac{I_c^3}{3} + r_c \left\{ \frac{\pi}{4} (2I_c^2 + r_c^2) + 2I_c r_c \right\} \right] \cdot P \quad (1)$$

سفتی کششی مؤثر در راستای طولی امواج، E_{Leff} ، را می‌توان براساس معادله (۲) بیان کرد:

$$E_{Leff} = \frac{r_c \cdot P}{2h_c \cdot \delta} \quad (2)$$

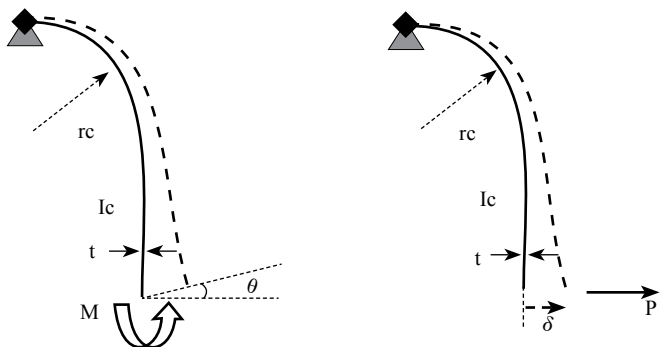
که در آن:

$$h_c = r_c + I_c \quad (3)$$

به همین ترتیب زاویه چرخش، θ ، در انتهای تیر تحت ممان خمشی، M ، برابر است با:

$$\theta = \frac{1}{D_{11}} \left(\frac{\pi}{2} r_c + I_c \right) \cdot M \quad (4)$$

سفتی خمشی به ازای واحد عرض، در راستای طولی ورق موج‌دار



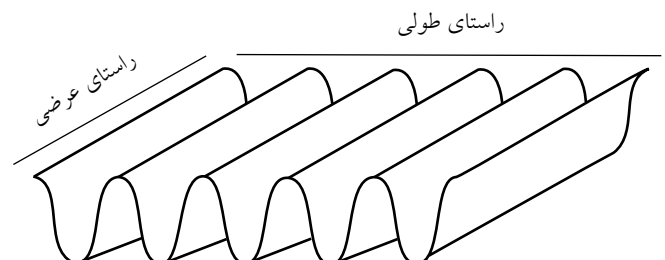
شکل ۴ - جزء شبه‌سینوسی زیر بار کششی و ممان خمشی.

که این مقدار نیز با استفاده از میله‌های کربنی در راستای عرضی موج، افزایش یافت. Ruijun و همکاران، تغییر شکل ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار از جنس شیشه - اپوکسی را به شکل عددی بررسی کردند و آنها را گزینه مناسبی برای استفاده در ساخت سازه‌های مورفینگ معرفی کردند [۹]. Kress، اثر لایه‌چینی و هندسه را بر حداکثر تغییر شکل مجاز ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار بررسی کرد. وی برای بررسی اثر غیرخطی هندسه، نتایج شبیه‌سازی اجزای محدود را با معادله‌های کرنش خطی مقایسه کرد [۱۰].

در این پژوهش، با به کارگیری قضیه‌های اول و دوم کاستیگلیانو، نظریه تیرهای برنولی - اویلر و با استفاده از مدلی ساده که توسط یوکوزوکی برای پیش‌بینی سفتی‌های کششی و خمشی مؤثر در دو راستای طولی و عرضی ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار با هندسه شبه‌سینوسی ارائه شده است، رفتار مکانیکی مؤثر این نوع ورق‌ها به طور نظری بررسی شده است. در انتها معادلات نظری با نتایج حاصل از تحلیل عددی و نتایج تجربی مقایسه و صحت آنها ارزیابی شده است. ذکر این نکته ضروری است که در مقایسه با نتایج اجزای محدود و تحلیلی از داده‌های موجود در مراجع (خواص کشسانی ورق‌های کامپوزیتی) استفاده شده، در حالی که برای مقایسه نتایج تجربی و تحلیلی از داده‌های به دست آمده از آزمون‌های کشش و خمش استفاده شده است. جنبه نوآوری پژوهش پیش‌رو را می‌توان، هندسه خاص قطعات مورد بررسی، نحوه ساخت قطعات، شیوه استفاده شده در اندازه‌گیری سفتی خمشی معادل در جهت طولی موج، بررسی رفتار مکانیکی مؤثر این نوع ورق‌ها، تحلیل هم‌زمان نظری، اجزای محدود و تجربی ورق‌های موج‌دار و بررسی صحت معادلات نظری استفاده شده بیان کرد.

مدل تحلیلی

خواص مؤثر مربوط به کامپوزیت‌های موج‌دار با استفاده از خواص مؤثر الیاف، رزین و پارامترهای هندسی به دست می‌آید. در جهت عمود بر موج، خواص کششی و خمشی مؤثر پوسته را می‌توان به



شکل ۳ - راستای طولی و عرضی موج.



شکل ۵- اعمال بارگذاری به ورق موج‌دار.

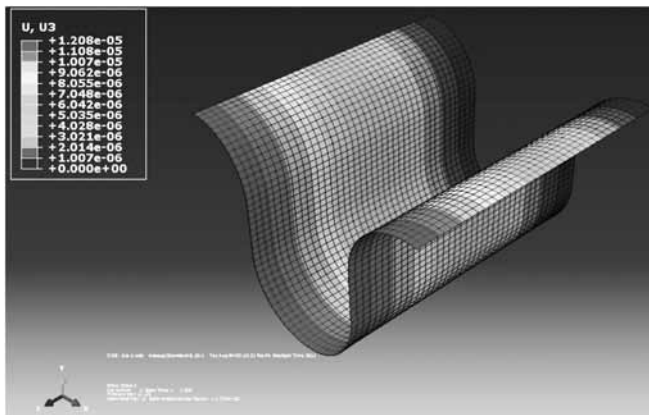
محدود کردن تمام درجه‌های آزادی یک طرف ورق (تیر یک سر گیردار) و اعمال بارگذاری (بار محوری در راستای طولی یا اعمال ممان خمشی به انتهای آزاد تیر) بیشترین تغییر شکل انتهای آزاد ورق موج‌دار نیز اندازه‌گیری شده است. با به دست آوردن تغییر شکل انتهای ورق، می‌توان سفتی‌های معادل کششی و خمشی آنها (شکل‌های ۵ و ۶) را با استفاده از معادلات زیر به دست آورد:

$$(۸) \quad \text{تغییر شکل انتهای تیر} \times \text{سطح مقطع معادل} = \frac{P \times \text{طول جزء}}{\text{سفتی کششی معادل}}$$

$$(۹) \quad \text{تغییر شکل انتهای تیر ناشی از ممان خمشی} = \frac{M \times (\text{طول جزء})^2}{۳ \times \text{سفتی خمشی معادل}}$$

در استخراج نتایج به شکل اجزای محدود از حل خطی استفاده شده است، زیرا حل غیرخطی زمان‌بر است و از آن جا که تحلیل انجام شده چندان پیچیده نیست، خطای ناچیزی بین نتایج حاصل از حل خطی و غیرخطی وجود دارد.

اثر پارامترهای هندسی مختلف مانند I_c و r_c بر سفتی‌های مؤثر کششی به دو روش تحلیلی و عددی در شکل‌های ۷ تا ۱۰ آمده و با هم مقایسه شده‌اند (اعداد سمت راست منحنی‌های ارایه شده بیانگر درصد خطای معادله‌های نظری با نتایج حاصل از اجزای محدود



شکل ۶- شبیه‌سازی ورق شبه‌سینوسی در نرم‌افزار اجزای محدود.

کامپوزیتی، D_{Leff} ، را می‌توان به شکل زیر بیان کرد:

$$(۵) \quad D_{Leff} = \frac{r_c D_{11}}{\frac{\pi}{2} r_c + I_c}$$

برای تخمین سفتی خمشی مؤثر در راستای عرضی ورق، با به دست آوردن ممان اینرسی سطح مقطع آن، می‌توان سفتی خمشی را در راستای عرضی به ازای واحد عرض، D_{Teff} ، به شکل زیر بیان کرد:

$$(۶) \quad D_{Leff} = \frac{A_{22} \{16I_c^3 + 24\pi I_c^2 r_c + 3\pi r_c (4r_c^2 + t^2) + 8I_c (12r_c^2 + t^2)\}}{48r_c}$$

هم‌چنین، سفتی کششی در راستای عرضی ورق موج‌دار، E_{Teff} ، را می‌توان به شکل زیر بیان کرد:

$$(۷) \quad E_{Leff} = \frac{2\pi r_c + 4I_c}{4r_c \cdot h_c} \cdot A_{22}$$

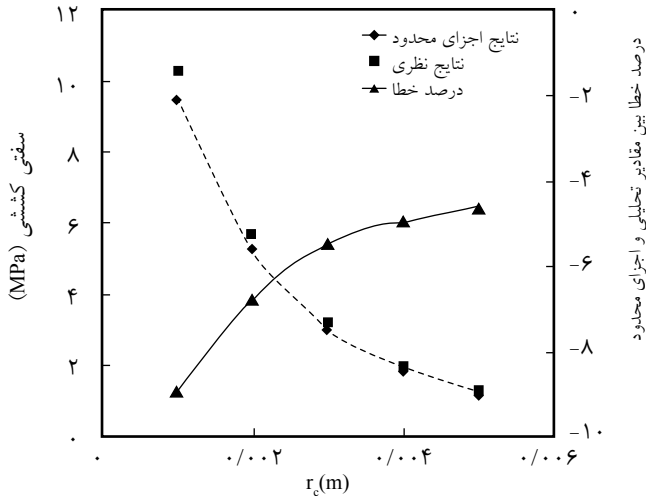
مقایسه نتایج نظری با نتایج حاصل از تحلیل اجزای محدود

در این بخش، برای بررسی سفتی‌های مؤثر ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار، از خواص کامپوزیت‌های شیشه - اپوکسی با الیاف تک‌جهتی استفاده شده است (جدول ۱). عرض ورق موج‌دار ۰/۰۲ m و ضخامت لایه‌ها ۰/۵ mm است.

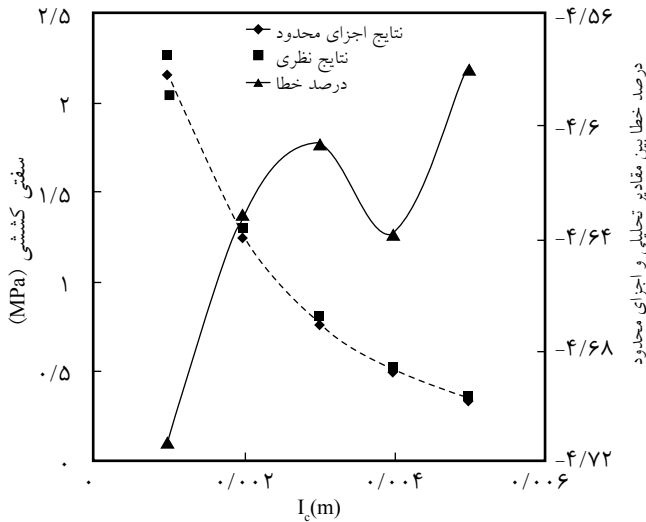
در ادامه، تغییر شکل ورق‌های با هندسه شبه‌سینوسی با استفاده از نرم‌افزار اجزای محدود ABAQUS، به دست آمده و بر اساس آن سفتی‌های مؤثر در دو راستای طولی و عرضی ورق محاسبه شده است. سپس، نتایج آن با معادلات نظری، مقایسه شده است. برای مدل‌سازی و تحلیل ورق‌های موج‌دار از جزء پوسته و نوع جزء S4R با اندازه مش ۰/۰۰۰۵ استفاده شده است. در نرم‌افزار اجزای محدود با انتخاب نوع پوسته به شکل لایه‌ای خواص کشسانی ورق کامپوزیتی براساس جدول ۱ وارد شده است. با اعمال شرایط مرزی و

جدول ۱- خواص کامپوزیت شیشه - اپوکسی با الیاف تک‌جهتی [۱۱].

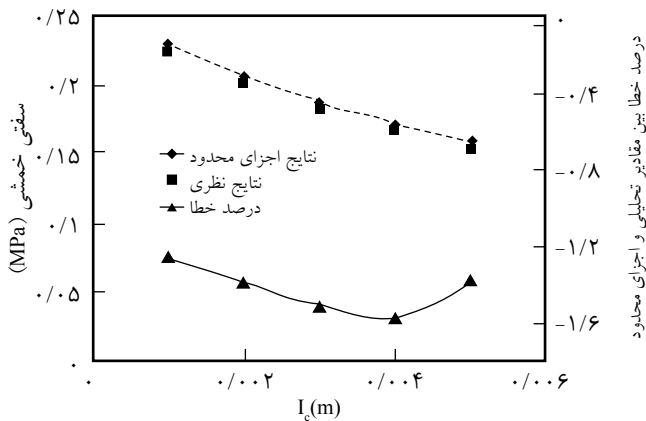
جنس	کسر حجمی	مدول یانگ (GPa)	
		جهت ۱ (E_1)	جهت ۲ (E_2)
شیشه - اپوکسی	۰/۴۵	۳۸/۶	۸/۲۷



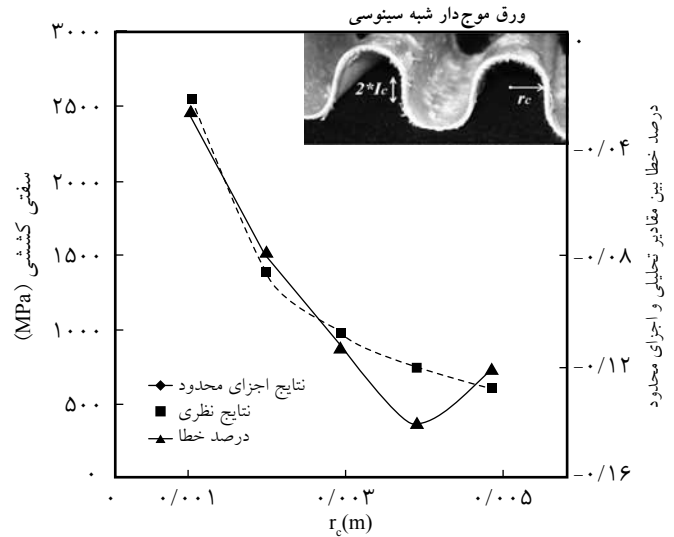
شکل ۹- مقایسه نتایج اجزای محدود و تحلیلی (سفتی کششی مؤثر در راستای طولی برحسب E_t).



شکل ۱۰- مقایسه نتایج اجزای محدود و تحلیلی (سفتی کششی مؤثر در راستای طولی برحسب E_t).



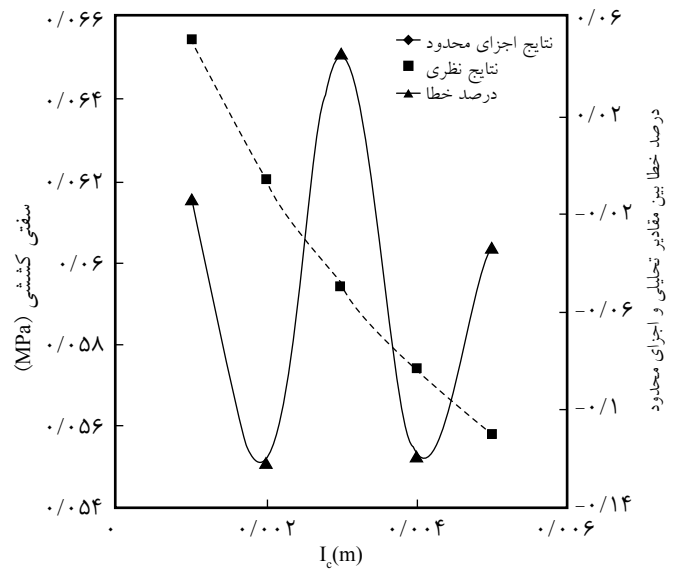
شکل ۱۱- مقایسه نتایج اجزای محدود و تحلیلی (سفتی خمشی مؤثر در راستای طولی برحسب E_t).



شکل ۷- مقایسه نتایج اجزای محدود و تحلیلی (سفتی کششی مؤثر در راستای عرضی برحسب E_t).

است). شکل‌های ۷ و ۸ نشان می‌دهند، با افزایش r_c و I_c سفتی کششی مؤثر در راستای عرضی ورق کاهش می‌یابد. شکل‌های ۹ و ۱۰ نیز نشان می‌دهند، با افزایش r_c و I_c سفتی کششی مؤثر در راستای طولی ورق نیز کاهش می‌یابد. همان‌طور که از منحنی‌ها مشاهده می‌شود، معادلات نظری ارایه شده در پیش‌بینی سفتی کششی مؤثر در راستای عرضی خطایی نزدیک به صفر دارد، در حالی که در پیش‌بینی سفتی کششی مؤثر در راستای طولی خطای بیشتری دارد.

نتایج مربوط به مقایسه سفتی‌های خمشی مؤثر در راستای طولی و عرضی نیز در شکل‌های ۱۱ تا ۱۴ نشان داده شده است. به‌طور کلی



شکل ۸- مقایسه نتایج اجزای محدود و تحلیلی (سفتی کششی مؤثر در راستای عرضی برحسب E_t).

می‌توان گفت، با افزایش I_c سفتی خمشی مؤثر در راستای طولی ورق کاهش می‌یابد، در حالی که با افزایش I_c سفتی خمشی مؤثر در راستای عرضی ورق افزایش می‌یابد. افزایش r_c سبب افزایش سفتی‌های خمشی مؤثر در راستای عرضی و طولی ورق می‌شود. با مقایسه نتایج تحلیلی و اجزای محدود می‌توان گفت، معادلات نظری ارائه شده، خطای بسیار کمی نشان می‌دهد. بنابراین، برای پیش‌بینی خواص مکانیکی پوسته‌های کامپوزیتی موج می‌توان از مدل تحلیلی حاضر، استفاده کرد. از آن جا که در استخراج نتایج اجزای محدود از حل غیرخطی استفاده شده است. در استخراج نتایج تحلیلی، از آثار تنش‌های برشی صرف نظر شده است که می‌تواند منشأ وجود خطای ناچیز بین نتایج تحلیلی و اجزای محدود باشد.

نتایج تجربی

تولید قطعات

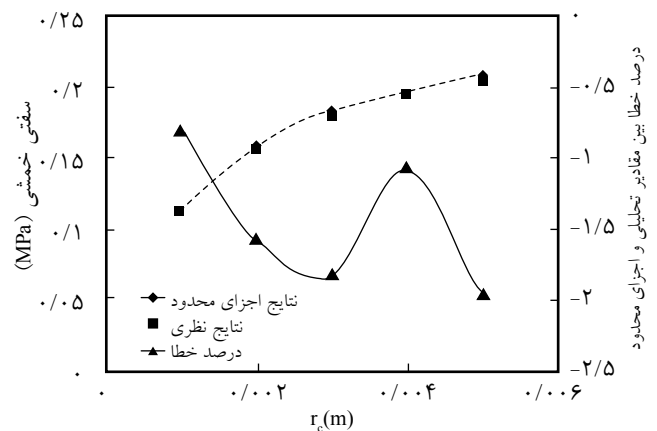
از چالش‌های مهم در تولید نمونه‌های کامپوزیتی موج‌دار، تولید قطعه با کیفیت مطلوب، دقت ابعادی و هندسی قابل قبول و در عین حال سریع و ارزان است. برای ساخت نمونه‌ها از ۵ لایه الیاف ۱۰۰ گرمی شیشه (با چگالی سطحی 100 g/m^2) با میانگین قطر الیاف $12 \mu\text{m}$ و درصد تخلخل $51/4$ استفاده شده است. خواص الیاف و رزین استفاده شده برای ساخت نمونه‌های تجربی در جدول ۲ آمده است. از آن جا که الیاف شیشه خاصیت برگشت فزنی دارند و خواباندن آنها درون قالب قدری دشوار است، بنابراین از الیاف شیشه با چگالی سطحی 100 g/m^2 استفاده شده است تا عمل خواباندن الیاف با آسانی بیشتری انجام شود.

پس از بررسی روش‌های تولید مختلف، روشی که در زیر مراحل آن شرح داده است، به عنوان روشی مناسب برای تولید این نوع قطعات کامپوزیتی انتخاب شده است:

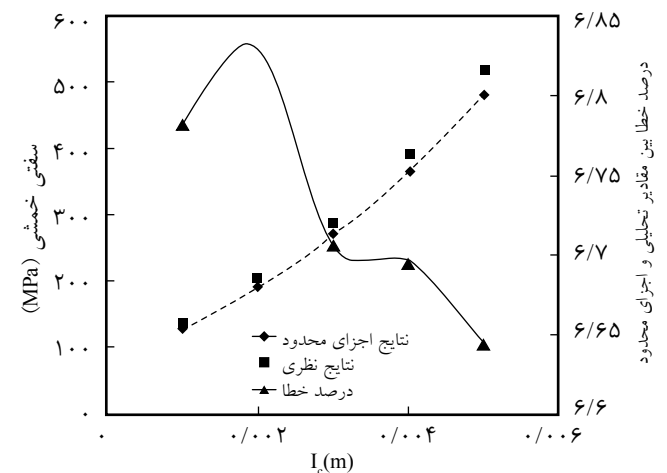
۱- ایجاد هندسه مورد نظر روی دو ورق صلب مانند تخته سه‌لا، که از آن به عنوان شابلون استفاده می‌شود (شکل ۱۵). برای برش قطعات

جدول ۲- مشخصات رزین و الیاف استفاده شده در آزمایش‌ها.

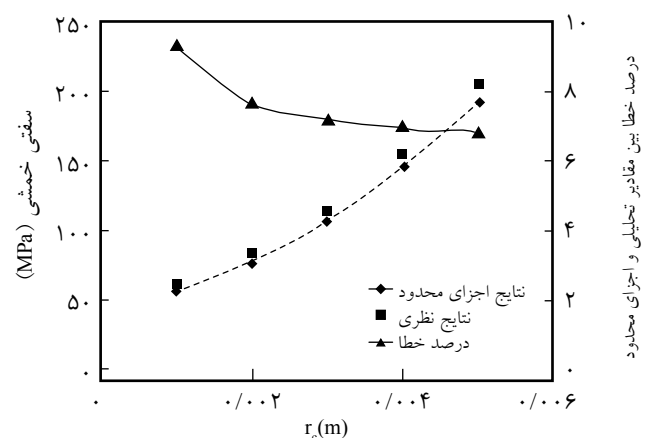
نوع بافت الیاف	نوع رزین	چگالی رزین (g/m^3)	گرانروی در 25°C (mPas)
پارچه بافته شده	اپوکسی (Epolam 2015)	۱/۱	۶۵۰



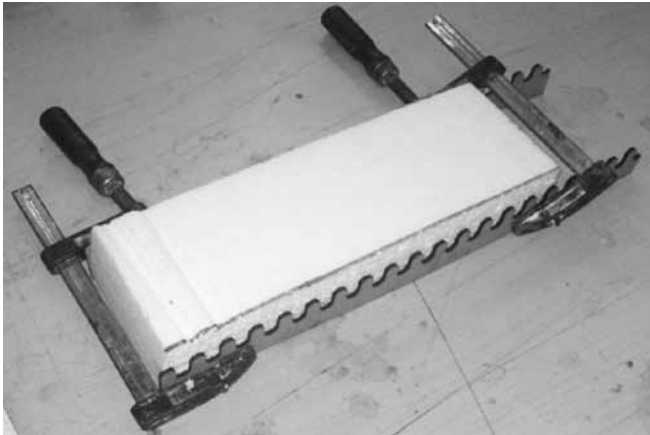
شکل ۱۲- مقایسه نتایج اجزای محدود و تحلیلی (سفتی خمشی مؤثر در راستای طولی برحسب I_c).



شکل ۱۳- مقایسه نتایج اجزای محدود و تحلیلی (سفتی خمشی مؤثر در راستای عرضی برحسب I_c).



شکل ۱۴- مقایسه نتایج اجزای محدود و تحلیلی (سفتی خمشی مؤثر در راستای عرضی برحسب I_c).



شکل ۱۷- اسفنج آماده برش برای ایجاد قالب.

جریان الکتریسیته است که این کار با منبع تغذیه انجام می‌شود. برای داشتن برشی مناسب (برای المنت با قطر 0.4 mm و طول 20 cm)، باید دستگاه روی جریان $3/8 \text{ A}$ تنظیم شود. - سیم: برای انتقال جریان الکتریسیته از منبع تغذیه به المنت سیمی.

۴- اتصال شابلون‌ها به دو طرف اسفنج بریده شده و قرار دادن آنها در تثبیت کننده تهیه شده برای نگه داشتن مجموعه (شکل ۱۷).

۵- با حرکت دادن المنت داغ شده روی شابلون‌ها، قالب نهایی ایجاد می‌شود.

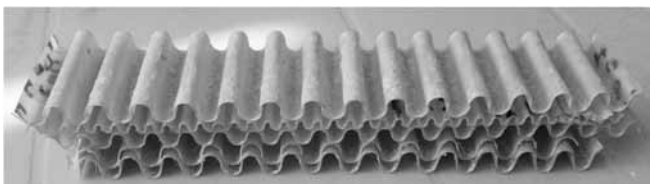
۶- لایه چینی و آغشته‌سازی الیاف روی یک سطح صاف انجام شده و سپس الیاف درون قالب موج‌دار شکل داده می‌شود. از آن جا که الیاف خاصیت برگشت فنری دارند، برای جلوگیری از تغییر شکل لایه‌ها روی قالب یک وزنه قرار داده می‌شود.

۷- پس از اتمام زمان ژل شدن اولیه و ثانویه کامپوزیت، قطعه موج‌دار به راحتی از قالب جدا می‌شود.

۸- برش قطعه نهایی در ابعاد استاندارد (شکل ۱۸).

مقایسه معادله‌های نظری با نتایج تجربی

آزمون‌های کشش و خمش برای تعیین سفتی کششی و خمشی مؤثر ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار انجام شده است. آزمون کشش در جهت عرضی ورق موج‌دار رفتاری خطی نشان می‌دهد (مانند ورق تخت).



شکل ۱۸- قطعات نهایی.



شکل ۱۵- قطعات برش خورده با لیزر.

دستگاه برش لیزر Signtak laser LZ1216 به کار گرفته شد.

۲- برش اسفنج‌های پلی‌استیرن (با چگالی حدود 15 kg/m^3)، در ابعاد $10 \times 30 \times 5 \text{ cm}$.

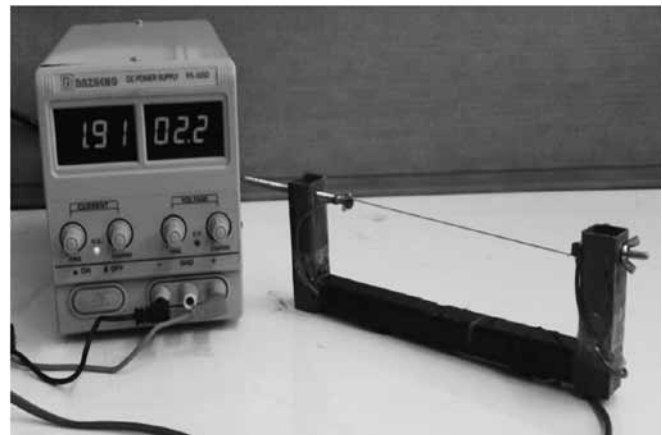
۳- برای ایجاد برش با کیفیت خوب روی اسفنج نیاز به دستگاه برش با سیم داغ است که در ادامه اجزای آن شرح داده شده است (شکل ۱۶):

- المنت سیمی با قطر 0.4 mm که برای برش نمونه‌ها مناسب است.

- چارچوب چوبی یا فلزی (نیاز به عایق‌کاری دارد) که برای نگه‌داشتن دو طرف المنت و سهولت عمل برش استفاده می‌شود.

از آن جا که طول المنت پس از گرم شدن افزایش می‌یابد و شل می‌شود، نیاز است که اتصال المنت به چارچوب به وسیله پیچ‌های قابل تنظیم انجام شود. تا بتوان پس از شل شدن المنت مجدداً آن را سفت کرد.

- منبع تغذیه: برای گرم کردن المنت‌های سیمی نیاز به اعمال



شکل ۱۶- دستگاه برش با سیم داغ.

جدول ۳- ابعاد قطعات برش داده شده برای آزمون‌های کشش و خمش.

ابعاد نمونه (mm)			آزمون	
ضخامت	عرض	طول		
۰/۷	۲۵	۲۰۰	راستای طولی	کشش
۰/۷	۲۵	۲۵۰	راستای عرضی	
۰/۷	۳۵	۱۳۵	راستای طولی	خمش
۰/۷	۴۰	۲۱۰	راستای عرضی	

$$\rho = \frac{m}{L.W.h} \quad (12)$$

در نتیجه می‌توان ω را از معادله (۱۳) محاسبه کرد:

$$\omega = \frac{mg}{L.W} \quad (13)$$

که g ، m و W به ترتیب جرم تیر، گرانش و عرض تیر هستند. در ادامه، خواص مکانیکی معادل مربوط به قطعات ساخته شده با ابعاد مختلف با معادلات نظری مقایسه شده است. همان‌طور که قبلاً ذکر شد، مدول یانگ ورق تحت $13/4$ GPa است. پس از آماده‌سازی ورق‌های موج‌دار، با ابعاد ذکر شده در جدول ۳ برش داده شده و

جدول ۴- مقایسه نتایج تجربی و نظری.

نتایج		سفتی مؤثر	l_c (mm)	r_c (mm)	نمونه
نظری	تجربی				
۰/۱۵	۰/۱۳۹	D_{Leff} (N.m)	۳/۵	۴/۵	۱
۰/۱۷۶	۰/۱۸۰	D_{Leff} (N.m)	۱/۵	۳/۵	۲
۰/۱۸۹	۰/۲۰۶	D_{Leff} (N.m)	۱/۲۵	۴/۲۵	۳
۴۴۰	۴۲۵/۰۲۶	D_{Teff} (N.m)	۲/۸	۳/۸	۴
۲۲۵	۲۰۹/۲۲۶	D_{Teff} (N.m)	۱/۵	۳/۵	۵
۳۶۲	۳۲۹/۲۷۹	D_{Teff} (N.m)	۲	۴/۳	۶
۰/۹۷۹	۱/۲۵	E_{Leff} (MPa)	۳/۱	۴	۷
۲/۵۳	۲/۵۲	E_{Leff} (MPa)	۲/۲۵	۴/۲۵	۸
۹/۴	۸/۸۲	E_{Leff} (MPa)	۱	۲/۲۵	۹
۱۵۳۸/۵۱	۱۵۰۷	E_{Teff} (MPa)	۱	۴/۸	۱۰
۲۱۵۳/۷۹	۲۰۹۸	E_{Teff} (MPa)	۲/۵	۳	۱۱
۲۴۶۵/۵۲	۲۴۱۴	E_{Teff} (MPa)	۳	۲/۵	۱۲

قطعات برای بررسی در این پژوهش از جنس شیشه-اپوکسی با الیاف بافته شده بودند. برای انجام آزمون خمش دستگاه Instron 5500R با ظرفیت ۲۰ kN به کار گرفته شد. آزمون‌های کشش و خمش ورق‌های تخت به ترتیب مطابق استانداردهای ASTM D 3039 و ASTM D 6272 انجام شده است. برای مقایسه معادله‌های تحلیلی و نتایج حاصل از آزمون‌های تجربی ابتدا آزمون کشش روی ورق تخت انجام شد تا بتوان خواص کشسانی ورق کامپوزیتی تخت را به دست آورد. مدول کشسانی ورق کامپوزیتی تخت ساخته شده از جنس شیشه-اپوکسی، $13/4$ GPa به دست آمده است.

برای به دست آوردن سفتی خمشی مؤثر در راستای موج، می‌توان ورق را مانند تیر یک سرگیردار فرض کرد که زیر بار گسترده (وزن تیر) دچار خمش شده است (شکل ۱۹). تغییر شکل حاصل از بار گسترده در یک تیر یک سرگیردار به ترتیب زیر محاسبه می‌شود:

$$\delta_{max} = \frac{\omega.L^4}{8E_1.I} \quad (10)$$

از طرفی، سفتی خمشی به ازای واحد عرض در راستای تیر را می‌توان به شکل زیر نوشت:

$$D_{Leff} = \frac{\omega.L^4}{8\delta_{max}} \quad (11)$$

که در آن δ_{max} و L به ترتیب، خمش اندازه‌گیری شده در انتهای آزاد و طول تیر هستند. اگرچه ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار، چگالی نایک‌نواخت دارند، ولی می‌توان آنها را به عنوان مواد مرکب با چگالی یکنواخت، ρ ، در نظر گرفت [۳]. لازم به توضیح است که ρ از تقسیم جرم بر حجم ظاهری ($L.W.h$) به دست می‌آید:



شکل ۱۹- اندازه‌گیری تغییر شکل انتهای ورق موج‌دار در اثر وزن آن.

مناسبی برای دست‌یابی به این ویژگی هستند.

اختصارات

A11	سفتی کششی در راستای طولی ورق تخت
A22	سفتی کششی در راستای عرضی ورق تخت
D11	سفتی خمشی در راستای طولی ورق تخت
D22	سفتی خمشی در راستای عرضی ورق تخت
$D_{Leff}(N,m)$	سفتی خمشی مؤثر در راستای طولی ورق موج‌دار
$D_{Teff}(N,m)$	سفتی خمشی مؤثر در راستای عرضی ورق موج‌دار
E_1	مدول یانگ در جهت طولی ورق تخت
E_2	مدول یانگ در جهت عرضی ورق تخت
$E_{Leff}(N,m)$	سفتی کششی مؤثر در راستای طولی ورق موج‌دار
$D_{Teff}(N,m)$	سفتی کششی مؤثر در راستای عرضی ورق موج‌دار
g	گرانش زمین
h_c	ارتفاع جزء
l_c	طول بخش مستقیم جزء شبه‌سینوسی
L	طول ورق
M	ممان
P	نیرو
r_c	شعاع بخش دایره‌ای جزء شبه‌سینوسی
t	ضخامت ورق
W	عرض ورق
ρ	چگالی ورق
δ	تغییر شکل انتهای ورق در اثر بار P
δ_{max}	تغییر شکل انتهای ورق در اثر وزن آن
θ	زاویه چرخش در اثر ممان
ω	بار گسترده

مراجع

- Thill C., Etches J., Bond I., Potter K., and Weaver P., Morphing Skins, *Aeronaut. J.*, **112**, 1-23, 2008.
- Thill C., Etches J.A., Bond I.P., Potter K.D., and Weaver P., Composite Corrugated Structures for Morphing Wing Skin Applications, *Smart Mater. Struct.*, **19**, 124009-124019, 2010.
- Yokozeki T., Takeda S., Ogasawara T., and Ishikawa T., Mechanical Properties of Corrugated Composites for Candidate Materials of Flexible Wing Structures, *Compos. Part A: Appl. Sci. Manuf.*, **37**, 1578-1586, 2006.
- Thill C., Downsborough J.D., Lais J., Bond I.P., and Jones P., Aerodynamic Study of Corrugated Skins for Morphing Wing Applications, *Aeronaut. J.*, **114**, 237-244, 2010.
- Kazemahvazi S. and Zenkert D., Corrugated all-Composite Sandwich Structures. Part 1: Modeling, *Compos. Sci. Technol.*, **69**, 913-919, 2009.
- Wu C.L. and Duan S.H., Buckling Behaviour of Composite

- Laminated Corrugated Panel with Sinusoidal Profile Part 1: Equivalent Stiffness *1st Conference on Buckling and Post Buckling Behaviour of Composite Laminated Shell Structures*, Israel, 1-2 March 2004.
7. Norman A.D., Guest S.D. and Seffen K.A., Novel Multistable Corrugated Structures, *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Honolulu, Hawaii, USA, 2007.
 8. Butler G., Investigation of Corrugated Composite Laminates for Use in Morphing Wing Skin Applications, *18th International Conference Adaptive, Structure and Technology, Canada* 2007.
 9. Ruijun G.E., Bangfeng W., Changwei M., and Yong Z., Deformation Characteristics of Corrugated Composites for Morphing Wings, *Front. Mech. Eng. China*. **5**, 73–78, 2010,
 10. Kress G. and Winkler M., Corrugated Laminate Homogenization Model, Structure Technologies, ETH Zürich, Leonhardstr. 27, CH-8092 Zürich, Switzerland, *Compos. Struct.* **92**, 795–810, 2010.
 11. Autar K. Kaw, *Mechanics of Composite Materials*, 2nd ed. CRC, Boca Raton, 2006.