

مدلسازی تخریب پیشرونده صفحات کامپوزیتی با گشودگی دایروی تحت بار فشاری محوری

محمود شکرپه^۱، علیرضا نوری^۲

چکیده

در این تحقیق مدل پیش رونده تخریب، برای بررسی رفتار ورق‌های کامپوزیتی با گشودگی عرضی تحت تاثیر بارهای فشاری محوری توسعه داده شد. به علت جابجایی‌های بزرگ پس از کمانش ورق، جهت آنالیز تنش، استفاده از آنالیز غیرخطی لازم است. به منظور مدل‌سازی پدیده پیش رونده تخریب، مدل پیش‌رونده تخریب با موده‌های مختلف تخریب همانند ترک خوردگی ماتریس، برش الیاف-ماتریس، تخریب الیاف، با استفاده از تقریب تنش‌های بین لایه‌ای توسعه داده شد. آنالیز براساس مدل اجزای محدود تخریب سه بعدی است، که شامل ترکیب سه قسمت عمده، آنالیز تنش، آنالیز تخریب و قوانین کاهش خواص مواد است. در این تحقیق به علت استفاده از روش با استفاده از روش کنترل بار، با استفاده از الگوریتم حل کمان و روش کنترل جابجایی، بار نهایی سازه با دقت مناسب‌تر پیش‌بینی می‌شود.

کلمات کلیدی: فراکمانش - ورق‌های کامپوزیتی - المان پوسته‌ای - مدل پیش‌رونده تخریب - بار نهایی

فهرست علائم

L	طول ورق (متر)	E_{ij}	مدول یانگ در ij امین جهت (پاسکال)
W	عرض ورق (متر)	G_{ij}	مدول برشی صفحه‌ای در ij امین جهت (پاسکال)
D	قطر گشودگی (متر)	u_{ij}	ضریب پواسن در ij امین جهت
T	ضخامت ورق (متر)	X, Y, Z	استحکام ماده در جهت‌های X, Y, Z به ترتیب (پاسکال)
P	بار اعمالی (نیوتن)	S_{ij}	استحکام برشی در ij امین جهت (پاسکال)
σ_{ij}	تنش در ij امین جهت (پاسکال)		

۱- مقدمه

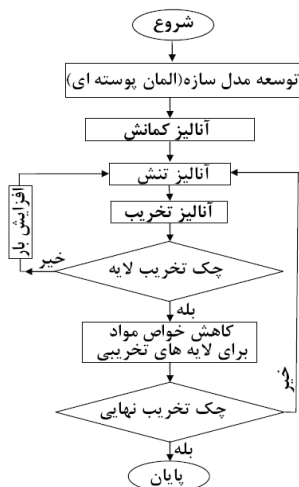
منظور کاهش هرچه بیشتر وزن سازه‌ها استفاده از حد نهایی تحمل سازه‌ها در سالهای اخیر مطرح شده است. در این راستا می‌توان به مدل پیش‌رونده تخریب اشاره کرد. این مدل قادر به تخمین بار نهایی سازه‌ها است و شامل مراحل اساسی آنالیز تنش و کرنش، آنالیز تخریب و تغییر خواص مکانیکی است.

تخریب در مواد کامپوزیتی به صورت‌های مختلفی نظیر تخریب الیاف، شکستگی ماتریس و ورقه ورقه شدن لایه‌ها رخ می‌دهد. در اغلب موارد با شروع تخریب سازه کامپوزیتی بازهم قادر به تحمل بار بیشتری است، تا جایی که تخریب نهایی فرا رسد. به

۱- استاد دانشگاه علم و صنعت ایران - دانشکده مهندسی مکانیک - آزمایشگاه تحقیقاتی کامپوزیت

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد

پدیده تخریب ارزیابی گردید و سپس با در نظر گرفتن این پدیده بطور مجدد ارزیابی شد. مراحل و روند مدل پیشرونده به صورت فلوجارت شکل (۱) آمده است. تا قبل از ناپایداری جابجایی‌ها کوچک بوده و تقریب خطی قابل اعتماد است، هر چند که در اکثر موارد پیش بینی بار بحرانی کماتش بیشتر از مقادیر تجربی است و با افزایش ضخامت این اختلاف بیشتر می‌شود. پیش بینی رفتار سازه‌ها بعد از نقطه ناپایداری بطور مستقیم امکان پذیر نیست. در این حالت معادلات غیرخطی در نقطه ناپایداری واگرا می‌شوند. بدین علت برای پیش بینی رفتار فراکمانشی استفاده از الگوریتمی خاص لازم است. از آنجایی که کماتش در کمترین بار بحرانی رخ می‌دهد شکل مود متناظر با این بار بحرانی قادر به پیش‌بینی هندسه سازه بعد از کماتش است. اگرچه معادلات خطی قادر به پیش‌بینی شکل هندسی بعد از ناپایداری است اما دامنه آن نامشخص است. بدین علت حل مسئله فراکمانشی با استفاده از اضافه کردن نقص هندسی مصنوعی اولیه امکان پذیر است. مقالات متعدد با استفاده از این روش پاسخ فراکمانشی سازه‌ها را بدست آورده که با نتایج آزمایشگاهی مطابقت بسیار خوبی دارد. همچنین دامنه این نقص مصنوعی با استفاده از تجربیات آزمایشگاهی پنج درصد ضخامت تخمین زده شده است و با فاصله گرفتن از این مقدار نتایج بدست آمده از نتایج آزمایشگاهی انحراف بیشتری پیدا می‌کنند. لذا در این مقاله با استفاده از این روش و مقدار ذکر شده، حل در ناحیه فراکمانش دنبال می‌شود.



شکل (۱): فلوجارت مدل پیشرونده تخریب

هر سه مرحله فوق سهم قابل ملاحظه‌ای در دقت تخمین این مدل دارند و با توجه به پدیده مورد بررسی ممکن است معیارهای تخریب و نحوه تغییر خواص مکانیکی مواد متفاوت باشد.

مدل پیشرونده تخریب توسط Talreja [۱]، Allen و همکاران [۲]، Chang and Chang [۳] بطور مستقل از هم پیشنهاد شد. این روش در مراجع [۴] و [۵] نیز ارائه شده است. این مدل در پیش بینی رفتار سازه در شرایط مختلف نظیر کشش، پیچش و خمش، فشار و برش به صورت موفقیت آمیز بکار گرفته شد. همچنین در پیش بینی پدیده‌های پیچیده‌ای نظیر خستگی، مدل سازی اتصالات با دقت بالا بکار گرفته شد [۶].

فرض اساسی مدل، تخریب به صورت موضعی المان به المان است. از معیارهای مختلف تخریب در این مدل می‌توان استفاده کرد، اما باید متناسب با هر معیار چگونگی کاهش خواص ماده در المانهای تخریب شده بررسی شود. دقت معیار تخریب و همچنین نحوه کاهش خواص مواد در این مدل دارای اهمیت اساسی است. معیارهای تخریب Tssai-Wu [۷] و Hashin [۸] بطور گسترده‌ای در صنعت کامپوزیتی استفاده می‌شوند. اولین معیار اگرچه قادر به پیش بینی تخریب است و در اکثر موارد طراحی کاربرد وسیع یافته است، قادر به تشخیص مودهای گوناگون تخریب نیست. هدف از این مقاله توسعه مدل پیشرونده تخریب برای پیش‌بینی پدیده کماتش است. رفتار فراکمانشی صفحات کامپوزیتی به همراه مدل سازی آسیب جمعی در بررسی‌های قبلی انجام شده است. Labeas [۹] و همکاران با استفاده از آنالیز سه بعدی تاثیر متقابل بین آسیب و کماتش را در صفحات با گشودگی عرضی بررسی کردند، که عمدتاً بر روی مرحله اولیه تخریب متمرکز شده بود. در این مقاله مدل‌سازی رفتار فراکمانشی ورق‌های کامپوزیتی با گشودگی عرضی با استفاده از مدل پیشرونده تخریب انجام شد.

۲- مدل پیشرونده تخریب

این مدل شامل سه مرحله اساسی آنالیز تنش و کرنش، آنالیز تخریب و تغییر خواص مواد آسیب دیده است. این مدل با استفاده از نوشتن یک ماکرو در نرم افزار Ansys با استفاده از المان Shell91 برنامه ریزی شد. مدل ابتدا بدون در نظر گرفتن

۳- آنالیز تخریب

مختصات محلی است. در این مختصات محورهای جهت الیاف و عمود بر آنها انتخاب می‌شود. در منحنی کسر مقاومت ماده با زیرنویس T و C که اشاره به مقادیر در حالت کشش و فشار دارد، بکار رفته است.

۴- قوانین کاهش خواص مواد

مدل پیشرونده تخریب بر اساس این فرض است که تخریب و انتشار آن به صورت کاهش خواص مواد آسیب دیده به صورت موضعی و یکباره رخ می‌دهد. در این مدل فرض می‌شود، خواص مواد تا یک سطح بار مشخص که در آن شروع تخریب در یکی از لایه‌های المان با استفاده از معیارهای تخریب برای حالت استاتیکی پیش بینی شود، ثابت است. در این تحقیق از قوانین کاهش خواص مواد ارائه شده توسط چنگ و همکاران استفاده شده است. این قوانین برای مودهای مختلف در جدول ۲ آورده شده است.

تخریب در ورق‌های کامپوزیتی به طور شدید وابسته به چیدمان لایه‌ها، جهت‌گیری الیاف، جهت وارد شدن نیروها، هندسه و شرایط مرزی است. مشاهدات تجربی نشان دهنده این واقعیت است که بر خلاف فلزات، مواد کامپوزیتی مودهای تخریب متفاوتی را از خود نشان می‌دهند. به عنوان مثال نتایج به دست آمده از آزمایش کشش ساده یک ورق تک جهته، رفتار متفاوتی در کشش و یا فشار، در جهت الیاف و یا عمود بر آن و یا تحت شرایط داخل صفحه‌ای و یا خارج از صفحه‌ای نشان می‌دهد. در ورق‌های کامپوزیتی چهار نوع متفاوت از تخریب‌ها ممکن است به وقوع بپیوندد، که شامل ترک خوردن عرضی ماتریس در کشش و یا فشار، تخریب الیاف در کشش و یا فشار، برش الیاف و ماتریس و تورق در کشش و فشار است. در این مقاله از معیار تخریب هشین در حالت سه بعدی استفاده شده است. در جدول ۱ این معیار برای مودهای مختلف آورده شده است. در روابط بکار رفته شده در این جدول σ_{ij} تنش‌های لایه‌ای در

جدول (۱): معیار تخریب هشین [۸]

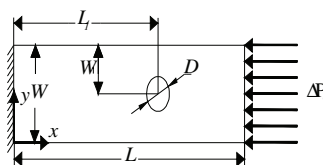
Failure mode	Failure criterion
Matrix tensile cracking, for ($\sigma_{yy} > 0$)	$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}}\right)^2 \geq 1$ (۱)
Fiber tensile failure, for ($\sigma_{xx} > 0$)	$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xz}}{S_{xz}}\right)^2 \geq 1$ (۲)
Fiber compressive failure, for ($\sigma_{xx} < 0$)	$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_c}\right)^2 \geq 1$ (۳)
Fiber-matrix shear-out, for ($\sigma_{xx} < 0$)	$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xz}}{S_{xz}}\right)^2 \geq 1$ (۴)
Delamination in compression, for ($\sigma_{zz} < 0$)	$\left(\frac{\sigma_{zz}}{Z_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{zx}}{S_{zx}}\right)^2 \geq 1$ (۵)
Matrix compressive cracking, for ($\sigma_{yy} < 0$)	$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}}\right)^2 \geq 1$ (۶)
Delamination in tension, for ($\sigma_{zz} > 0$)	$\left(\frac{\sigma_{zz}}{Z_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{zx}}{S_{zx}}\right)^2 \geq 1$ (۷)

جدول (۲): قوانین کاهش خواص مکانیکی

Failure mode	Totally reduced stiffness
Matrix tensile cracking, for ($\sigma_{yy} > 0$)	$E_{yy} = \nu_{xy} = 0$ (۹)
Matrix compressive cracking, for ($\sigma_{yy} < 0$)	$E_{yy} = \nu_{xy} = 0$ (۱۰)
Fiber tensile failure, for ($\sigma_{xx} > 0$)	$E_{xx} = E_{yy} = E_{zz} = G_{xy} = G_{yz} = G_{xz} = \nu_{xy} = \nu_{yz} = \nu_{xz} = 0$ (۱۱)
Fiber compressive failure, for ($\sigma_{xx} < 0$)	$E_{xx} = E_{yy} = E_{zz} = G_{xy} = G_{yz} = G_{xz} = \nu_{xy} = \nu_{yz} = \nu_{xz} = 0$ (۱۲)
Fiber-matrix shearing, for ($\sigma_{xx} < 0$)	$G_{xy} = \nu_{xy} = 0$ (۱۳)
Delamination in tension, for ($\sigma_{zz} > 0$)	$E_{zz} = G_{yz} = G_{xz} = \nu_{yz} = \nu_{xz} = 0$ (۱۴)
Delamination in compression, for ($\sigma_{zz} < 0$)	$E_{zz} = G_{yz} = G_{xz} = \nu_{yz} = \nu_{xz} = 0$ (۱۵)

۵- مدل هندسی، شرایط مرزی

مدل هندسی ورق مستطیلی شکل با گشودگی دایروی است، که تحت بارگذاری فشاری محوری به صورت شکل زیر قرار دارد. از کامپوزیت شبه ایروتروپیک با چیدمان لایه‌ها به صورت $[(\pm 45 / -45 / 0 / 90)]$ استفاده شده است. مشخصات ماده در جدول ۳ آمده است.



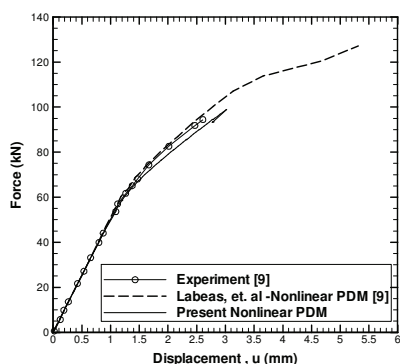
شکل (۲): هندسه ورق به همراه شرایط مرزی

جدول (۳): مشخصات ماده (مقادیر دارای بعد بر حسب GPa)

E_{xx}	E_{yy}	E_{zz}	G_{xy}	G_{xz}	G_{yz}	ν_{xy}	ν_{yz}
۱۳۰/۴	۱۲/۹۷	۱۲/۹۷	۶/۳۸	۶/۳۸	۴/۶۹	۰/۳	۰/۴۵
X_T	X_C	Y_T	Y_C	Z_T	Z_C	S_{xy}	S_{yz}
۱/۳۸	۱/۱۴	۰/۰۸۱	۰/۱۸۹	۹	۰/۱	۰/۰۶	۰/۰

جدول (۴): مقادیر بار نهایی پیش بینی شده توسط روش کنترل جابجایی

Increment displacement (mm)	Number of sub step	Buckling load	First ply failure Nonlinear Analysis (Linear approximation)	Final Failure	Comparison to experiment (%)
۱	۱۰	۶۰۹۱۷/۱	۶۲۱۰۰/۸	۱۱۷۱۱۷/۶	۲۴
۰/۵	۱۰	۶۰۹۱۷/۱	۷۰۳۹۵	۱۰۸۳۱۲/۴	۱۴/۶
۰/۲	۱۰	۶۰۹۱۷/۱	۷۱۸۵۴	۱۰۰۲۱۰/۵	۶۰۱
۰/۱	۱۰	۶۰۹۱۷/۱	۷۲۱۷۶	۹۳۱۳۱/۴	۱/۴۲
۰/۰۵	۲۰	۶۰۹۱۷/۱	۷۲۲۳۸	۸۷۷۱۱/۳	۷/۱۶
Labeas, et.al [۹]		۶۵۸۴۱/۰	۶۵۳۲۴/۸	۱۲۷۶۰۰/۹	۳۴/۶۱
Experiment		-----	-----	۹۴۴۷۶/۷	۰



شکل (۳): دیاگرام بار - جابجایی برای ورق با ضخامت ۳/۵ میلی متر

۶- نتایج

با استفاده از روش پارامتری ابعاد ورق به صورت متغیر در نظر گرفته شده‌اند. در این حالت مقدار پیش فرض برای متغیرها به صورت زیر در نظر گرفته می‌شوند.

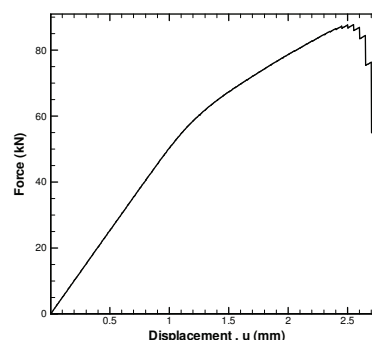
$$L=508 \text{ mm}; L1=317/5 \text{ mm}; D=19/05 \text{ mm}; W=139/7 \text{ mm}; T=3/5 \text{ mm}; W1=69/85 \text{ mm}$$

۶-۱- روش کنترل بار و جابجایی

در روش موسوم به کنترل جابجایی، جابجایی با سرعت مشخص به یک سمت ورق وارد شده و نیرو اندازه گیری می‌شود. این روش در مورد اکثر سازه‌ها در عمل بطور طبیعی رخ می‌دهد. با این وجود ممکن است به علت بارگذاری سریع حالت عملی از این حالت فاصله بگیرد.

با توجه به تاثیر ضخامت، دیاگرام های پاسخ فراکمانشی سازه برای ضخامت ۳/۵ میلی متر در ادامه با استفاده از روش کنترل بار و جابجایی ترسیم شده است. با توجه به این نمودارها اثر کمایش بر رفتار غیرخطی سازه‌ها و تاثیرات متقابل تخریب مشخص می‌شود.

مطالعه شد. با استفاده از دو روش کنترل بار و جابجایی، بار نهایی ورق با دقت مناسب پیش‌بینی شد. در ضخامت های کم ورق، تخریب در ورق بعد از کمانش رخ می‌دهد، ولی با شروع تخریب سازه، تخریب به سرعت در ورق منتشر شده و بار نهایی ورق فرا می‌رسد. با افزایش ضخامت، بار بحرانی ورق به تدریج به شروع تخریب نزدیک می‌شود، تا از ضخامتی خاص به بعد تخریب قبل از کمانش رخ دهد. در ضخامت‌های بالا، قبل از اینکه ورق کمانش کند، گسترش تخریب در آن باعث از دست دادن استحکام ورق می‌شود و با نهایی ورق فرا می‌رسد.



شکل (۴): دیاگرام بار - جابجایی برای ورق با ضخامت ۳/۵ میلی‌متر

۹- نتیجه‌گیری

در این مقاله رفتار فراکمانشی ورق‌های کامپوزیتی با در نظر گرفتن پدیده تخریب، با استفاده از مدل پیشرونده تخریب

مراجع

- 1- Talreja R, "Modeling of damage development in composites using internal variable concepts," In: Proceedings of the ASME Winter, Annual Meeting, Boston, MA. Damage mechanics in composites, AD, vol. 12, 1987. pp. 11-6.
- 2- Allen DH, Harris C, and Groves SE, "A thermo-mechanical constitutive theory for elastic composites with distributed damage, part I. Theoretical development". Int. J Solids Struct 1987;23(9):1301-18.
- 3- Chang FK, Chang KY. "A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations". J Compos Mater 1987;21:834-55.
- 4- Pandey AK, Reddy JN. "A post first-ply failure analysis of composite laminates". In: Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 28th Structures, Structural Dynamics, and Material Conference. AIAA Paper 87-0898, 1987. p. 788-97.
- 5- Ochoa OO, Engblom JJ. "Analysis of failure in composites," Compos Sci. Technol., 1987; 28: 87-102.
- 6- Shokrieh MM, Progressive fatigue damage modeling of composite materials, Ph.D. thesis, Department of mechanical engineering. Montreal, Canada: McGill University; February 1996.
- 7- Tsai SW, Wu EM. A general theory of strength for anisotropic materials. J Compos Mater 1970;5:58-80.
- 8- Hashin Z. "Failure criteria for unidirectional fiber composites". J Appl. Mech. 1980;47:329-34.
- 9- G. Labeas , S. Belesis, D. Stamatelos. "Interaction of damage failure and post-buckling behavior of composite plates with cut-outs by progressive damage modeling", comp: Part B: 39 (2008) 304-315

