



## Effect of Adding Carbon Nanotubes into the Matrix Material on the Aero-Thermo-Elastic Stability Region of Fibrous Laminates

### ARTICLE INFO

#### Article Type

Original Research

#### Authors

Hosseini Farrash S.M.<sup>\*1</sup> PhD,  
Rezaeepazhand J.<sup>2</sup> PhD,  
Shariati M.<sup>2</sup> PhD,  
Amin Yazdi S.M.A.<sup>3</sup> PhD

#### How to cite this article

Hosseini Farrash S.M, Rezaeepazhand J, Shariati M, Amin Yazdi S.M.A. Effect of Adding Carbon Nanotubes into the Matrix Material on the Aero-Thermo-Elastic Stability Region of Fibrous Laminates. Modares Mechanical Engineering. 2020;20(3):787-796.

<sup>1</sup>Mechanical & Mechatronics Engineering Faculty, Shahrood University of Technology, Shahrood, Iran

<sup>2</sup>Mechanical Engineering Department, Engineering Faculty, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

<sup>3</sup>Mechanical Engineering Department, Quchan University of Technology, Quchan, Iran

#### \*Correspondence

Address: Mechanical & Mechatronics Engineering Faculty, Shahrood University of Technology, Shahrood, Iran

Phone: -

Fax: -

farrash@shahroodut.ac.ir

#### Article History

Received: March 10, 2019

Accepted: July 28, 2019

ePublished: March 01, 2020

### ABSTRACT

In this research, aero-thermo-elastic stability of fibrous laminated plates subjected to supersonic airflow has been investigated. The experimental method was used to determine the effect of carbon nanotubes on the thermo-elastic properties of the composite matrix material. Young's modulus and linear coefficient of thermal expansion of neat epoxy and carbon nanotube reinforced epoxy was determined using the tensile test and dilatometry method. The modified Halpin-Tsi micromechanical model was used to characterize the mechanical properties of the carbon nanotubes-fiber-epoxy laminated composites. A rectangular simply supported plate subjected to supersonic airflow was assumed. The governing equation of motion was extracted using the energy method and Hamilton's principle. Linear piston theory was used to evaluate the aerodynamic pressure. Galerkin's method was employed to solve the governing equation. The influence of adding carbon nanotubes in epoxy resin was illustrated when glass or carbon fibers were used as microscale reinforcements. Moreover, the effect of plate aspect ratio and temperature on the aeroelastic stability boundary was investigated. Results show that for the plates with high aspect ratio, adding carbon nanotubes into the epoxy resin has more effect on the aeroelastic stability boundary especially when the glass fibers are used. According to the results, in high temperatures, carbon nanotubes have less effect on the expanding of the stability region.

**Keywords** Aero-Thermo-Elastic Stability; Carbon Nanotube; Fibrous Laminates

### CITATION LINKS

[1] Characterizing and modeling mechanical properties of nanocomposites-review and evaluation [2] Helical microtubules of graphitic carbon [3] Mechanical and electrical properties of a MWNT/epoxy composite [4] Constitutive modeling of nanotube-reinforced polymer composites [5] Micromechanical analysis of the effective elastic properties of carbon nanotube reinforced composites [6] Molecular dynamics simulations of the elastic properties of polymer/carbon nanotube composites [7] Dynamic response of laminated hybrid composite beams reinforced with high weight fraction of nano-particles [8] Nonlinear vibration and bending of sandwich plates with nanotube-reinforced composite face sheets [9] Postbuckling of sandwich plates with nanotube-reinforced composite face sheets resting on elastic foundations [10] Thermal buckling of functionally graded carbon nanotube-reinforced composite conical shells [11] Static and free vibration analyses of carbon nanotube-reinforced composite plates using finite element method with first order shear deformation plate theory [12] Eshelby-Mori-Tanaka approach for vibrational behavior of continuously graded carbon nanotube-reinforced cylindrical panels [13] Vibrational study of laminated composite plates reinforced by carbon nanotubes [14] Panel flutter characteristics of sandwich plates with CNT reinforced facesheets using an accurate higher-order theory [15] Aeroelastic characteristics of functionally graded carbon nanotube-reinforced composite plates under a supersonic flow [16] Carbon nanotube reinforced composites: Potential and current challenges [17] Processing, characterization, and modeling of carbon nanotube-reinforced multiscale composites [18] Non-linear flexural and dynamic response of CNT reinforced laminated composite plates [19] Three-phase carbon fiber amine functionalized carbon nanotubes epoxy composite: Processing, characterisation, and multiscale modeling [20] Carbon nanotube/carbon fiber hybrid multiscale composites [21] Mechanics of fibrous composites [22] Introduction to composite materials [23] Metal matrix composites [24] Principles of aeroelasticity [25] National Aeronautics and Space Administration NASA [26] Supersonic flutter of laminated thin plates with thermal

## بررسی اثر افزودن نانولوله کربنی درون ماده زمینه بر محدوده پایداری ایروترومالاستیک صفحات کامپوزیتی دارای الیاف

سیدمهدی حسینی‌فراش<sup>\*</sup> PhD

دانشکده مهندسی مکانیک و مکترونیک، دانشگاه صنعتی شاهرود، شاهرود، ایران

جلیل رضائی‌پژند PhD

گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

محمود شریعتی PhD

گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

سیدمحمدعلی امین‌یزدی PhD

گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی قوچان، قوچان، ایران

### چکیده

در این تحقیق، پایداری ایروترومالاستیک صفحات کامپوزیتی زمینه پلیمری دارای الیاف در معرض جریان هوای فراصوت، بررسی شده است. اثر افزودن نانولوله کربنی بر خواص ترمومکانیکی ماده زمینه به روش تجربی تعیین شد. مدول یانگ و ضریب انبساط حرارتی پلیمر خالص و پلیمر تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی به کمک انجام آزمون کشش و دیلاتومتری تعیین شد. سپس به کمک روابط میکرومکانیکی هالپین-تسای اصلاح‌شده، خواص مکانیکی و حرارتی پلیمر تقویت‌شده با الیاف شیشه و کربن محاسبه شد. یک صفحه کامپوزیتی چهارلایه مستطیل‌شکل دارای تکیه‌گاه‌های ساده در معرض جریان هوای فراصوت در نظر گرفته شد و به کمک اصل همپلتون، معادلات حاکم بر حرکت آن استخراج شد. از تئوری خطی پیستون برای تعیین توزیع فشار وارد بر صفحه بهره گرفته شد. از روش گلرکین برای حل معادلات استفاده شد و اثر افزودن نانولوله کربنی به زمینه پلیمری بر سرعت بحرانی فلاتر صفحات لایه‌ای در حالتی که صفحات دارای الیاف شیشه یا کربن باشند، مورد مطالعه قرار گرفت. مساله در نسبت طول به عرض‌های مختلف برای صفحه بررسی شد و اثر افزایش دما بر تغییر مرز ناپایداری ایروالاستیک صفحات بررسی شد. نتایج حاکی از آن بود که با افزایش نسبت طول به عرض صفحه، افزودن نانولوله کربنی تاثیر بیشتری بر افزایش مرز پایداری ایروالاستیک این صفحات دارد. درصد این افزایش برای صفحات تقویت‌شده با الیاف شیشه بیشتر از صفحات تقویت‌شده با الیاف کربن بود. همچنین می‌توان گفت که با افزایش دمای صفحه، افزودن نانولوله کربنی درون رزین اپوکسی تاثیر کمتری بر گسترش ناحیه پایداری صفحات دارد.

**کلیدواژه‌ها:** پایداری ایروترومالاستیک، نانولوله کربنی، صفحات کامپوزیتی دارای الیاف

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۱۲/۱۹

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۵/۶

\*نویسنده مسئول: farrash@shahroodut.ac.ir

### ۱- مقدمه

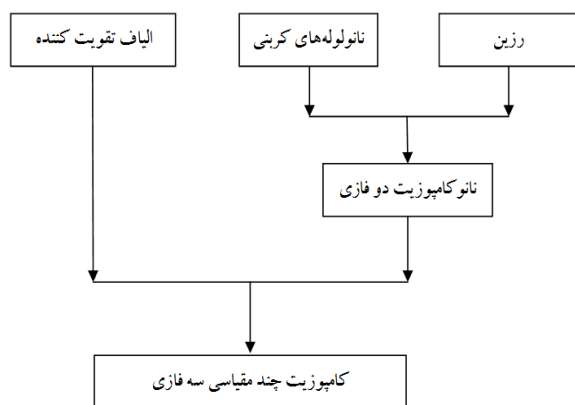
در سال‌های اخیر، مطالعه روی خواص مختلف مواد نانو ساختار به موضوعی جذاب برای محققین تبدیل شده است. نانومواد، موادی هستند که اندازه مشخصه آنها (مثلاً اندازه دانه، قطر استوانه یا ضخامت لایه) کمتر از ۱۰۰ نانومتر است. اگرچه هر نوعی از ماده می‌تواند در شکل‌های مختلف در ابعاد نانو تولید و به کار گرفته شود، اما در این میان نانولوله‌ها و نانوصفات کربنی بیشتر مورد توجه قرار گرفته‌اند<sup>[1]</sup>. با کشف نانولوله‌های کربنی توسط *ایجیبا*<sup>[2]</sup>، علاقه زیادی در عرصه علم و صنعت برای تحقیقات بیشتر در این زمینه

پیدا شد. نانولوله‌های کربنی خواص مکانیکی، الکتریکی و حرارتی خوبی را دارند. این مزیت قابل توجه، نانولوله‌های کربنی را به ماده‌ای موثر جهت تقویت مواد مرکب پلیمری تبدیل کرده است. جهت تعیین خواص مکانیکی نانوکامپوزیت‌ها، تحقیقات زیادی به روش‌های تئوری و آزمایشگاهی انجام شده است. *آلائویی* و همکاران<sup>[3]</sup>، تاثیر افزودن نانولوله‌های کربنی چند جداره به زمینه اپوکسی را بر خواص مکانیکی نانوکامپوزیت حاصل بررسی کردند. *اودگار* و همکاران<sup>[4]</sup>، به کمک یک مدل پیوسته معادل، خواص الاستیک مواد مرکب تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی را تعیین کردند. *سیدل و لاگوداس*<sup>[5]</sup>، خواص الاستیک مواد مرکب تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی را با استفاده از مدل‌های میکرومکانیکی مختلفی به دست آوردند. همچنین، مدل المان محدودی جهت تعیین خواص مکانیکی این مواد توسط ایشان ارائه شد. *هان* و *الیوت*<sup>[6]</sup> نیز به کمک روش دینامیک مولکولی مدول الاستیسیته مواد مرکب تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی را به دست آوردند و همچنین تاثیر درصد حجمی نانولوله‌های تک‌جداره را بر خواص مکانیکی ماده مرکب مطالعه کردند.

به کمک روابط ارائه‌شده جهت تخمین خواص مکانیکی نانوکامپوزیت‌ها، تحلیل‌های مکانیکی مختلفی نیز روی این مواد انجام شده است. *ذبیح‌اله* و همکاران<sup>[7]</sup>، رفتار دینامیکی تیرهای کامپوزیت لایه‌لایه تقویت‌شده با ذرات نانو را مورد مطالعه قرار دادند. ایشان همچنین اثر افزایش درصد نانوذرات را بر فرکانس‌های طبیعی و ضرایب میرایی این سازه‌ها به روش تجربی بررسی نمودند. *وانگ و شن*<sup>[8]</sup>، ارتعاشات غیرخطی و خمش صفحات ساندویچی با روبه‌های کامپوزیتی تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی به صورت تابعی هدفمند (Functionally Graded Carbon Nanotube Reinforced Composites) را مطالعه کردند. همچنین *شن و ژو*<sup>[9]</sup>، رفتار پس از کمانش صفحات ساندویچی فوق را بر بستر الاستیک بررسی نمودند. *ترابی* و همکاران<sup>[10]</sup>، کمانش حرارتی پوسته‌های مخروطی کامپوزیتی تقویت‌شده با توزیع هدفمند نانولوله‌های کربنی را به روش عددی بررسی نمودند. *ژو* و همکاران<sup>[11]</sup>، تحلیل استاتیکی و ارتعاشات آزاد صفحات کامپوزیتی تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی را به روش المان محدود و بر اساس تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول انجام دادند. *عراق* و همکاران<sup>[12]</sup>، رفتار ارتعاشی صفحات استوانه‌ای تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی به صورت تابعی هدفمند را تعیین کردند. *اسدی و فرهادی‌نیا*<sup>[13]</sup>، اثر افزودن درصد‌های مختلف از نانولوله‌های کربنی چند جداره و تک‌جداره را بر رفتار ارتعاشی صفحات کامپوزیتی لایه‌ای الیاف شیشه- اپوکسی به روش تجربی مطالعه نمودند. *سنکار* و همکاران<sup>[14]</sup>، تحلیل فلاتر صفحات ساندویچی با روبه‌های تقویت‌شده به وسیله نانولوله‌های کربنی با استفاده از تئوری مرتبه بالا انجام دادند. همچنین *فاصل‌زاده* و همکاران<sup>[15]</sup>، رفتار ایروالاستیک صفحات کامپوزیتی تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی را تحت اثر جریان‌های فراصوت بررسی کردند.

الیاف تقویت می‌شوند؛ این روش، روشی معمول‌تر، ساده‌تر و سازگارتر با صنعت است. در شکل ۱، نحوه تولید این مواد آورده شده است. در روش دوم، نانولوله‌های کربنی روی الیاف کربن رشد داده می‌شوند. *توستنسون* و همکاران [20]، اولین گروهی بودند که توانستند نانولوله‌های کربنی را به روش رسوب‌زایی شیمیایی روی الیاف کربنی رشد دهند و یک ماده مرکب زمینه پلیمری چند مقیاسی تولید کنند.

در پژوهش حاضر تحلیل ایروتروموالاستیک مواد مرکب چند مقیاسی که به روش اول تولید می‌شوند مورد توجه قرار می‌گیرد. گام اول در این راستا، مطالعه خواص مکانیکی بستر تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی است که در ادامه مورد بررسی قرار می‌گیرد.



شکل ۱) نحوه تولید یک ماده مرکب چند مقیاسی

### ۳- تعیین خواص مکانیکی و حرارتی مواد مرکب چند مقیاسی

در این تحقیق خواص مکانیکی و حرارتی پلیمر تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی به روش آزمایشگاهی تعیین می‌شوند و سپس از روابط میکرومکانیکی، خواص مکانیکی و حرارتی ماده مرکب چند مقیاسی به دست می‌آید.

#### ۳-۱- مواد اولیه

نانولوله‌های چند جداره محصول شرکت یو-اس-نانو (US-Nano) آمریکا با قطر بین ۲۰ تا ۳۰ نانومتر و درصد خلوص بالای ۹۵ خریداری شد. اپوکسی اپولم ۲۰۴۰ (Epolam 2040) همراه سخت‌کننده ۲۰۴۷ (Hardener 2047) محصول شرکت آکسون (Axon Technologies) فرانسه مورد استفاده قرار گرفت. جهت اطمینان از ساختار میکروسکوپی نانولوله‌ها، تصویر میکروسکوپ الکترونی عبوری (TEM; Transmission Electron Microscopy) از آنها گرفته شد که در شکل ۲ آورده شده است.

#### ۳-۲- روش ساخت نمونه‌ها و انجام آزمون کشش

ابتدا ۲۵٪ درصد وزنی نانولوله به رزین اپوکسی اضافه شد. پس از هم‌زدن دستی، مخلوط اپوکسی و نانولوله‌های کربنی به مدت یک ساعت در حمام آلتراسونیک مدل Elma S40(H)-Germany با توان ۳۴۰ وات و فرکانس ۳۷ کیلوهرتز قرار گرفت. سپس مخلوط حاصل به مدت یک ساعت به کمک یک همزن مغناطیسی هم زده

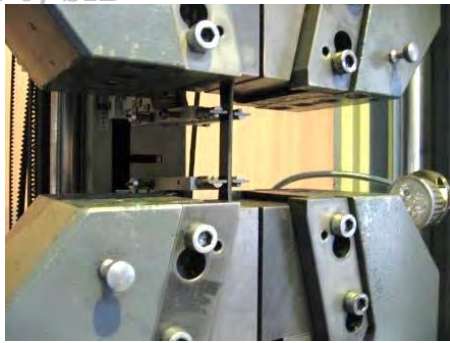
در صورتی که پلیمر تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی، به عنوان یک ماده زمینه جدید به کار گرفته شود و دوباره توسط الیافی نظیر الیاف کربن تقویت شود، یک ماده مرکب چند مقیاسی یا هیبریدی (Hybrid or Multiscale Composite) حاصل خواهد شد [16]. کیم و همکاران [17]، به کمک انرژی امواج فراصوت توانستند نانولوله‌های کربنی را درون اپوکسی به خوبی توزیع کنند و سپس با افزودن الیاف کربن، یک ماده مرکب چند مقیاسی نانولوله کربنی-الیاف کربن-اپوکسی (CNT- carbon fiber- Epoxy Multiscale Composite) تولید کنند. آنها تأثیر زمان امواج دهی را بر خواص مکانیکی ماده حاصل بررسی کردند و نتایج آزمایشگاهی را با تئوری هالپین-تسای (Halpin-Tsai Theory) مقایسه نمودند و نشان دادند که این تئوری می‌تواند با دقت خوبی مدول الاستیسیته این ماده را تخمین بزند. *بارواج* و همکاران [18] خمش غیرخطی و پاسخ دینامیکی صفحات نانوکامپوزیتی چند مقیاسی را تحلیل نمودند. آنها اپوکسی تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی را به عنوان ماده زمینه با الیاف شیشه تقویت نمودند. *شوما* و شوکلا [19]، خواص مکانیکی یک نانوکامپوزیت چند مقیاسی را به روش آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند.

مرور مقالات نشان می‌دهد که کارهای اندکی در زمینه تأثیر افزودن نانولوله کربنی درون ماده زمینه کامپوزیت‌های دارای الیاف بر محدوده پایداری ایروتروموالاستیک صفحات کامپوزیتی انجام شده است. همچنین در این مطالعات، خواص ترمومکانیکی ماده زمینه حاوی نانولوله، بر اساس روابط اصلاح‌شده میکرومکانیکی تعیین شده‌اند.

در این پژوهش، در ابتدا خواص مکانیکی و حرارتی اپوکسی و اپوکسی-نانولوله کربنی به روش آزمایشگاهی تعیین می‌شود. سپس خواص ترمومکانیکی کامپوزیت الیاف شیشه-اپوکسی-نانولوله کربنی و الیاف کربن-اپوکسی-نانولوله کربنی بر اساس روابط میکرومکانیکی تعیین می‌شود. یک صفحه کامپوزیتی مستطیل شکل دارای تکیه‌گاه‌های ساده در چهار لبه، در معرض جریان هوای فراصوت فرض شده است. به کمک اصل همپلتون معادلات حاکم بر حرکت صفحه استخراج و حل می‌شوند. تأثیر افزودن نانولوله کربنی به رزین اپوکسی و نوع الیاف بر محدوده پایداری ایروتروموالاستیک، برای صفحاتی با نسبت طول به عرض‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفته است.

#### ۲- مواد مرکب چند مقیاسی

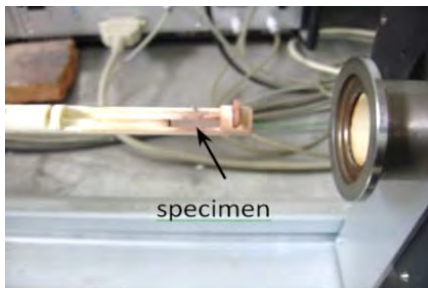
استفاده از خواص منحصربه‌فرد نانولوله کربنی در ماده مرکب چند مقیاسی، به شدت به نحوه شرکت دادن نانولوله در ماده مرکب وابسته است. دو روش عمده جهت وارد کردن نانولوله‌ها در ماده وجود دارد. اول، توزیع نانولوله‌های کربنی داخل رزین و دوم رشد دادن نانولوله‌های کربنی روی الیاف کربن. در روش اول، نانولوله‌های کربنی داخل ماده زمینه به خوبی توزیع شده و ماده حاصل به عنوان یک ماده زمینه جدید به روش‌های مرسوم با الیاف کربن یا دیگر



شکل ۴) نحوه قرارگیری نمونه درون دستگاه آزمون کشش



شکل ۵) دستگاه دیلاتومتری افقی استفاده شده



شکل ۶) نحوه قرارگیری نمونه درون دستگاه دیلاتومتری

### ۴-۳- نتایج آزمون‌های تجربی

مدول یانگ و ضریب انبساط حرارتی حاصل از آزمون‌های کشش و دیلاتومتری برای اپوکسی، و اپوکسی تقویت‌شده با نانولوله کربنی در جدول ۱ آورده شده است. با توجه به اینکه نانولوله‌های کربنی به صورت یکنواخت و با جهت‌گیری اتفاقی درون ماده زمینه توزیع شده‌اند، می‌توان ماده زمینه را به صورت ایزوتروپیک در نظر گرفت و مدول برشی آن را مطابق رابطه ۱ محاسبه کرد.

$$G_{nc} = \frac{E_{nc}}{2(1 + \nu)} \quad (1)$$

که در این رابطه،  $E_{nc}$  و  $\nu$ ، به ترتیب مدول یانگ و نسبت پواسن نانوکامپوزیت اپوکسی- نانولوله کربنی است. ضریب پواسن اپوکسی- نانولوله کربنی مساوی ضریب پواسن اپوکسی و برابر  $0.36$  در نظر گرفته شده است [21].

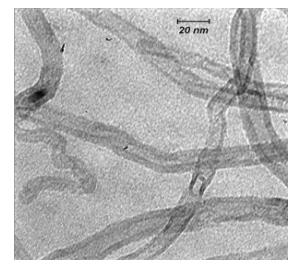
جدول ۱) خواص مکانیکی و حرارتی حاصل از آزمایش برای اپوکسی و اپوکسی- نانولوله کربنی

نوع ماده	ضریب انبساط حرارتی ( $\mu - ^\circ C$ )	مدول یانگ (GPa)
اپوکسی	۷۳/۳۸	۲/۸۳
اپوکسی- نانولوله کربنی	۶۱/۱۳	۳/۵۶

شد و دوباره به مدت یک ساعت درون حمام آلتراسونیک قرار داده شد. سپس ماده سخت‌کننده به مخلوط اضافه و هم زده شد. مخلوط حاصل به مدت ۳۰ دقیقه تحت خلأ گاززدایی شد. پس از حذف حباب از مخلوط، جهت دستیابی به نمونه‌هایی با ضخامت یکنواخت، عملیات قالب‌گیری نمونه‌های تست کشش در قالب بسته انجام شد. نمونه‌ها به مدت ۲۴ ساعت در دمای محیط قرار گرفتند تا عملیات پخت انجام شود. سپس نمونه‌ها جهت پخت نهایی به مدت ۱۶ ساعت درون آون در دمای  $80^\circ C$  سانتی‌گراد قرار گرفتند. نمونه‌های آزمون کشش مطابق استاندارد ASTM-D638 ساخته شد. تصویر نمونه‌ها و نحوه قرارگیری آنها درون دستگاه به ترتیب در شکل‌های ۳ و ۴ آورده شده است. جهت انجام تست کشش از دستگاه Zwick-Z250 استفاده شد. سرعت کشش طبق استاندارد ASTM-D638،  $5$  میلی‌متر بر دقیقه در نظر گرفته شد. جهت تعیین مدول یانگ رزین، و رزین تقویت‌شده با نانولوله کربنی، تعداد ۵ نمونه از هر جنس ماده ساخته شد و به کمک انجام آزمون کشش، مقدار متوسط این پارامترها تعیین شد که در بخش نتایج آورده شده است.

### ۳-۳- آزمون تعیین ضریب انبساط حرارتی

جهت تعیین ضریب انبساط حرارتی اپوکسی و اپوکسی تقویت‌شده با نانولوله کربنی از دستگاه دیلاتومتری LINSEIS 70- 2171 دارای توان  $3/5$  KVA ساخت کشور آلمان استفاده شد. تعداد پنج نمونه استوانه‌ای شکل از هر ماده مطابق استاندارد ASTM-E831 ساخته شد (شکل ۳) و تحت آزمون قرار گرفت. میانگین نتایج به عنوان ضریب انبساط حرارتی ماده در نظر گرفته شد. دستگاه دیلاتومتری استفاده شده در این تحقیق و نحوه قرارگیری نمونه درون دستگاه دیلاتومتری به ترتیب در شکل‌های ۵ و ۶ نشان داده شده است.

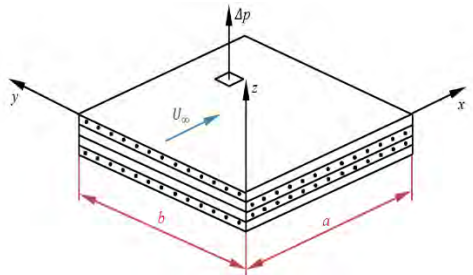


شکل ۷) تصویر میکروسکوپ الکترونی عبوری (TEM) نانولوله‌های کربنی مورد استفاده



شکل ۸) تصویر نمونه‌های آزمون کشش و دیلاتومتری (از بالا به پایین: نمونه آزمون کشش بدون نانولوله کربنی، نمونه آزمون کشش با نانولوله کربنی، نمونه آزمون دیلاتومتری بدون نانولوله کربنی، نمونه آزمون دیلاتومتری با نانولوله کربنی)

و اپوکسی- الیاف کربن تعیین می‌شود و سپس، اثر افزودن نانولوله کربنی به رزین اپوکسی بر سرعت بحرانی فلاتر در دماهای مختلف محاسبه می‌شود. صفحات به صورت ۴ لایه با چیدمان  $[90 - 0]$  دارای تکیه‌گاه‌های ساده در چهار لبه در نظر گرفته شده‌اند. نسبت منظر صفحه به صورت نسبت طول به عرض صفحه  $(a-b)$  تعریف می‌شود. مساله برای سه نسبت منظر صفحه برابر  $1/0/5$  و  $2$  بررسی شده است.



شکل ۷ صفحه کامپوزیتی لایه‌ای نازک در معرض جریان هوا در معرض جریان هوای فراصوت

با توجه به نازک بودن صفحه و فرض تغییر مکان‌های کوچک، بر مبنای تئوری کلاسیک صفحات میدان جابجایی مطابق روابط ۴ نوشته می‌شود:

$$u(x, y, z, t) = u_0(x, y, t) - z \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (4-f)$$

$$v(x, y, z, t) = v_0(x, y, t) - z \frac{\partial w_0}{\partial y} \quad (4-b)$$

$$w(x, y, z, t) = w_0(x, y, t) \quad (4-c)$$

که  $(u, v, w)$  بیانگر جابجایی نقطه‌ای از ماده است که در لحظه  $t$  در مختصات  $(x, y, z)$  قرار دارد. همچنین  $(u_0, v_0, w_0)$  جابجایی نقاط واقع بر صفحه میانی هستند. با فرض کرنش‌ها و تغییر مکان‌های کوچک، کرنش‌های خطی به صورت روابط ۵ است:

$$\epsilon_{xx} = \frac{\partial u}{\partial x} \quad (5-f)$$

$$\epsilon_{yy} = \frac{\partial v}{\partial y} \quad (5-b)$$

$$\epsilon_{xy} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \quad (5-c)$$

$$\epsilon_{xz} = \epsilon_{yz} = \epsilon_{zz} = 0 \quad (5-d)$$

با جایگذاری معادلات (۵) در (۴) و فرض  $u_0 = v_0 = 0$  خواهیم داشت:

$$\epsilon_{xx} = -z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \quad (6-f)$$

$$\epsilon_{xy} = -z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \quad (6-b)$$

$$\epsilon_{yy} = -z \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \quad (6-c)$$

$$\epsilon_{xz} = \epsilon_{yz} = \epsilon_{zz} = 0 \quad (6-d)$$

همچنین منتجه‌های نیرو و گشتاور مطابق روابط ۷ هستند [21]:

$$\{M\} = [B]\{\epsilon_0\} + [D]\{\kappa\} \quad (7-f)$$

### ۳-۵- تعیین خواص نانوکامپوزیت چند مقیاسی

با توجه به همگن و ایزوتروپیک بودن رزین تقویت‌شده با نانولوله‌های کربنی [19]، در صورتی که این ماده زمینه مجدداً توسط الیاف پیوسته تقویت شود، مدول الاستیسیته طولی  $(E_1)$ ، عرضی  $(E_2)$  و برشی  $(G_{12})$  آن از روابط ارائه‌شده توسط تسای و هان به‌دست خواهد آمد [22]:

$$E_1 = E_f V_f + E_{nc} V_{nc} \quad (2-f)$$

$$\frac{1}{E_2} = \frac{1}{V_f + \eta_y V_{nc}} \left( V_f \frac{1}{E_f} + \eta_y V_{nc} \frac{1}{E_{nc}} \right) \quad (2-b)$$

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{1}{V_f + \eta_s V_{nc}} \left( V_f \frac{1}{G_f} + \eta_s V_{nc} \frac{1}{G_{nc}} \right) \quad (2-c)$$

که در این روابط،  $E, G, V$  به ترتیب مدول یانگ، مدول برشی و درصد حجمی هستند و زیرنویس‌های  $f$  و  $nc$  اشاره به خواص الیاف و نانوکامپوزیت زمینه دارد. همچنین در روابط فوق  $\eta_y = \eta_s = 0/5$  پیشنهاد شده‌اند [22]. درصد حجمی الیاف نیز  $0/55$  در نظر گرفته شده است.

ضریب انبساط طولی  $(\alpha_{1c})$  و ضریب انبساط عرضی  $(\alpha_{2c})$  برای مواد مرکب شامل الیاف، طبق روابط ۳ بیان می‌شوند [23]:

$$\alpha_{1c} = \frac{V_{nc} E_{nc} \alpha_{nc} + V_f E_f \alpha_f}{V_{nc} E_{nc} + V_f E_f} \quad (3-f)$$

$$\alpha_{2c} = (1 + \nu_{nc}) \alpha_{nc} V_{nc} + (1 + \nu_f) \alpha_f V_f - \alpha_{cl} \bar{\nu} \quad (3-b)$$

که در این روابط،  $\bar{\nu}$  عبارت است از:

$$\bar{\nu} = \nu_{nc} V_{nc} + \nu_f V_f \quad (3-c)$$

که  $\alpha_f$  و  $\nu_f$  به ترتیب ضریب انبساط حرارتی و ضریب پواسن الیاف هستند. خواص مکانیکی و حرارتی الیاف شیشه و الیاف کربن استفاده‌شده در این تحقیق در جدول ۲ آمده است [18, 21].

جدول ۲ خواص مکانیکی و حرارتی الیاف شیشه و کربن [18, 21]

نوع الیاف	$E_f$ (Gpa)	$\nu_f$	$G_f$ (Gpa)	$\alpha_f$ ( $\mu - ^\circ C$ )
شیشه (E-glass)	۶۹	۰/۲۲	۲۸/۲۸	۵/۴
کربن (T300)	۲۳۱	۰/۲	۹۶/۲۵	-۰/۵

### ۴-۴- شرح مساله، معادلات حاکم و روش حل

در شکل ۷، صفحه کامپوزیتی لایه‌ای نازکی به طول  $a$  و عرض  $b$  نشان داده شده است. همچنین ضخامت صفحه برابر  $2H$  در نظر گرفته شده است. فرض می‌شود که جریان هوای فراصوت از روی سطح بالایی این صفحه عبور می‌کند و سطح زیرین آن در معرض هوای ساکن قرار دارد. این صفحه می‌تواند قسمتی از سطح خارجی یک وسیله پرنده باشد. جریان باد باعث ایجاد تغییر فشار روی صفحه شده و در نتیجه صفحه شروع به ارتعاش می‌کند. با افزایش سرعت جریان هوا، در یک سرعت معین، دامنه ارتعاشات شروع به واگرایی می‌کند که به آن سرعت بحرانی فلاتر گفته می‌شود. در این تحقیق سرعت بحرانی فلاتر برای صفحاتی از جنس اپوکسی- الیاف شیشه

این معادله که یک معادله مرتبه چهار با مشتقات جزئی است، در واقع بیانگر معادله حاکم بر حرکت یک صفحه تحت تاثیر جریان هوای فراصوت است. همچنین اگر صفحه مورد نظر یک صفحه با تکیه گاه‌های ساده فرض شود، شرایط مرزی حاکم بر این صفحه عبارتند از:

$$w(0, y) = w(a, y) = w(x, 0) = w(x, b) = 0 \quad (۱۹-الف)$$

$$u(0, y) = u(a, y) = 0 \quad (۱۹-ب)$$

$$v(x, 0) = v(x, b) = 0 \quad (۱۹-ج)$$

$$M(x) = -D_{11} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - D_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = 0 \text{ at } x = 0, a \quad (۱۹-د)$$

$$M(y) = -D_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - D_{22} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = 0 \text{ at } y = 0, b \quad (۱۹-ه)$$

با توجه به شرایط مرزی مساله، می‌توان از روش گالری جهت تعیین سرعت بحرانی فلاتر استفاده کرد. در این روش جواب به شکل رابطه ۲۰ در نظر گرفته می‌شود:

$$w = \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N C_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} e^{i\omega t} \quad (۲۰)$$

که در رابطه ۲۰،  $\omega$  فرکانس مختلط حرکت است و می‌توان آن را به فرم رابطه ۲۱ نوشت.

$$\omega = \omega_r + i\omega_i \quad (۲۱)$$

که  $\omega_r$  و  $\omega_i$  به ترتیب قسمت‌های حقیقی و موهومی فرکانس حرکت هستند.

با جایگذاری معادله ۲۰ در ۱۸ و پس از انتگرال‌گیری فرکانس‌های حرکت به ازای مقادیر مختلف  $\lambda$  محاسبه می‌شود. با توجه به رابطه ۲۰، منفی شدن  $\omega_i$  باعث واگرایی پاسخ سیستم و ناپایداری آن می‌شود. پارامتر ایرودینامیک مربوط به نقطه شروع واگرایی پاسخ، پارامتر ایرودینامیک بحرانی ( $\lambda_c$ ) نامیده می‌شود. همچنین پارامتر فشار دینامیکی بدون بعد ( $\lambda_{nd}$ ) و فرکانس بدون بعد ( $\omega_{nd}$ ) به کمک روابط ۲۲ و ۲۳ تعیین می‌شوند.

$$\lambda_{nd} = \frac{\lambda a^3}{D_{11}} \quad (۲۲)$$

$$\omega_{nd} = \frac{\omega}{\omega_r} \quad (۲۳)$$

که  $\omega_r$  عبارت است از:

$$\omega_r = \left( \frac{\pi^4 D_{11}}{a^4 \gamma} \right)^{0.5} \quad (۲۴)$$

همچنین می‌توان نوشت:

$$\omega_{nd} = \omega_{rnd} + i\omega_{ind} \quad (۲۵)$$

$\omega_{ind}$  و  $\omega_{rnd}$  به ترتیب قسمت‌های حقیقی و موهومی فرکانس حرکت بدون بعد هستند.  $\lambda_{cnd}$  نیز پارامتر ایرودینامیک بحرانی بدون بعد است.

## ۵- نتایج و بحث

ابتدا، جهت تایید صحت پاسخ‌ها، دو مرجع مورد بررسی قرار گرفت و تطابق نتایج آنها با تحقیق حاضر نشان داده شد. سویر [25] فلاتر

$$\{N\} = [A]\{\epsilon_0\} + [B]\{K\} \quad (۷-ب)$$

که در معادلات فوق ماتریس‌های  $A$ ،  $B$  و  $D$  به ترتیب ماتریس سفتی کششی، ماتریس کوپل خمش و کشش و ماتریس سفتی خمشی هستند.  $\{K\}$  بردار انحنا و  $\{\epsilon_0\}$  بردار مربوط به کرنش لایه میانی است. با استفاده از اصل همیلتون داریم:

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta U + \delta V - \delta K) dt = 0 \quad (۸)$$

که  $U$ ،  $V$  و  $K$  به ترتیب بیانگر انرژی کرنشی کل، انرژی پتانسیل ناشی از کار نیروهای خارجی و انرژی جنبشی هستند. با نوشتن جملات مربوط به انرژی و جایگذاری آنها در رابطه ۸ خواهیم داشت:

$$D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + \Delta p + \gamma \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} = 0 \quad (۹)$$

که در این معادله،  $w$  جابجایی صفحه در راستای عمودی،  $\Delta p$  فشار ایرودینامیک ناشی از جریان هوا، و  $\gamma$  جرم بر واحد سطح است. جهت تعیین فشار ایرودینامیک در جریان‌های فراصوت و با صرف نظر از میرایی ایرودینامیک می‌توان از نظریه پیستون [24] مطابق رابطه ۱۰ استفاده کرد:

$$\Delta p = \frac{\rho_\infty U_\infty^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \frac{\partial w}{\partial x} \quad (۱۰)$$

که  $U_\infty$ ،  $\rho_\infty$  و  $M_\infty$  به ترتیب سرعت جریان هوا، چگالی هوا و عدد ماخ هستند. همچنین فشار دینامیکی ( $q$ ) و فاکتور تراکم پذیری ( $\beta$ ) و پارامتر فشار دینامیکی ( $\lambda$ ) عبارتند از:

$$q = \frac{\rho_\infty U_\infty^2}{2} \quad (۱۱)$$

$$\beta = \sqrt{M_\infty^2 - 1} \quad (۱۲)$$

$$\lambda = \frac{2q}{\beta} \quad (۱۳)$$

همچنین نیروهای داخل صفحه‌ای بر واحد سطح ناشی از بارگذاری حرارتی هستند و داریم:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} N_x^T \\ N_y^T \\ N_{xy}^T \end{Bmatrix} = \{N^T\} \quad (۱۴)$$

که

$$\{N^T\} = \int_{-H}^H [\bar{Q}]^k \{\epsilon^T\}^k dz \quad (۱۵)$$

و

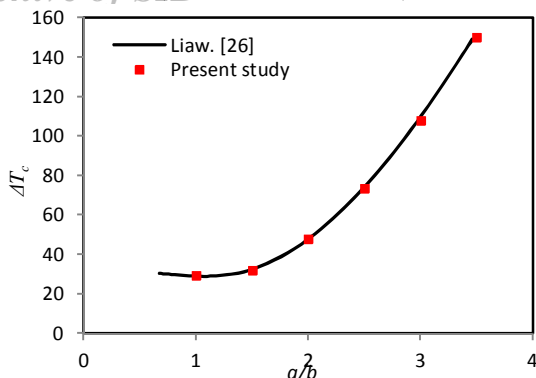
$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x^T \\ \epsilon_y^T \\ \gamma_{xy}^T \end{Bmatrix}^k = \begin{Bmatrix} m^2 \alpha_1 + n^2 \alpha_2 \\ n^2 \alpha_1 + m^2 \alpha_2 \\ 2mn(\alpha_1 - \alpha_2) \end{Bmatrix}^k \Delta T \quad (۱۶)$$

با توجه به چیدمان در نظر گرفته شده برای لایه‌ها داریم:

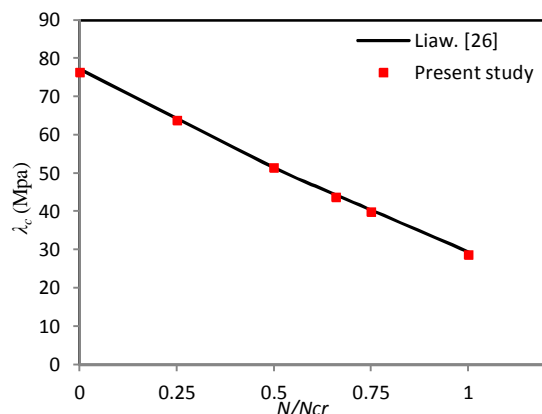
$$N_{xy}^T = 0 \quad (۱۷)$$

با جایگذاری روابط ۱۶-۱۰ در رابطه ۹ خواهیم داشت:

$$D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + N_x^T \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y^T \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \lambda \frac{\partial w}{\partial x} + \gamma \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} = 0 \quad (۱۸)$$



نمودار ۳) تغییر دمای بحرانی کماتیک بر حسب نسبت منظر صفحه



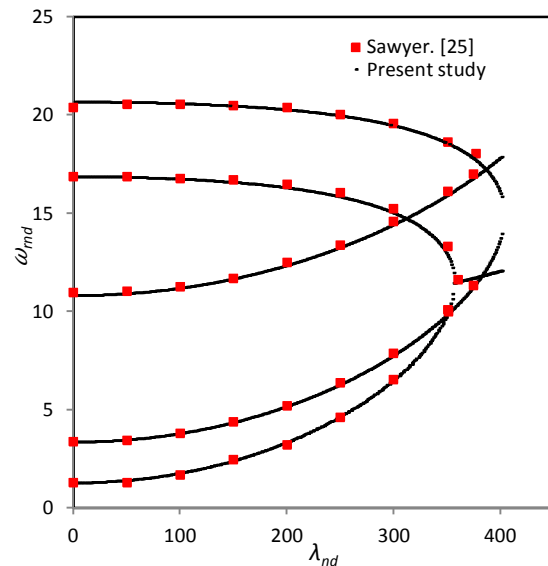
نمودار ۴) تغییر پارامتر ایرودینامیک بحرانی بر حسب نیروهای درون صفحه‌ای

در تحقیق حاضر، اثر افزودن ۲۵٪ نانولوله کربنی به ماده زمینه بر سرعت بحرانی فلاتر در دماهای مختلف بررسی می‌شود. در ابتدا دمای بحرانی کماتیک برای هر صفحه محاسبه شد و اثر افزایش دما بر پارامتر ایرودینامیک بحرانی برای هر صفحه تا این دما به دست آمد. نتایج برای صفحاتی دارای الیاف شیشه یا کربن و با نسبت منظر صفحه ۰/۵، ۱ و ۲ با یکدیگر مقایسه شد. جهت مقایسه نتایج،  $\lambda_c$  بدون بعد ( $\lambda_{cnd}$ ) برای هر صفحه محاسبه و بر حسب تغییر دمای بدون بعد ( $\Delta T_{nd}$ ) ترسیم شد.  $\lambda_{cnd}$  در هر دما، نسبت  $\lambda_c$  هر صفحه در آن دما به  $\lambda_c$  همان صفحه بدون نانولوله کربنی در دمای محیط است. همچنین،  $\Delta T_{nd}$  نسبت تغییر دمای صفحه به دمای بحرانی کماتیک تعریف می‌شود.

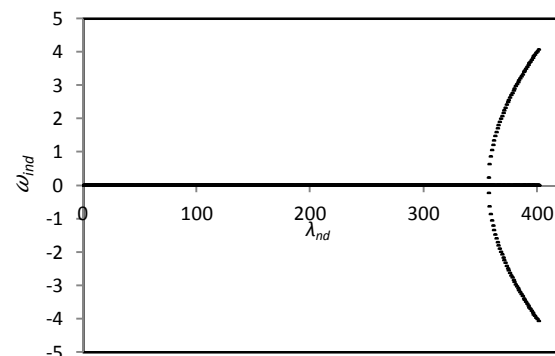
همان گونه که در نمودار ۵ نشان داده شده است، برای صفحه الیاف شیشه-اپوکسی با نسبت منظر ۰/۵، افزودن نانولوله کربنی به رزین اپوکسی،  $\lambda_{cnd}$  را حدود ۳٪ در دمای محیط افزایش می‌دهد؛ همچنین، تغییر مرز پایداری ایروالاستیک در اثر افزودن نانولوله کربنی در دماهای مختلف در این نمودار نشان داده شده است. همان گونه که مشاهده می‌شود، افزودن نانولوله کربنی، محدوده پایداری ایروالاستیک را افزایش می‌دهد.

همچنین نمودار ۶ نشان می‌دهد که صفحه الیاف کربن-اپوکسی-نانولوله کربنی نسبت به صفحه الیاف کربن-اپوکسی دارای محدوده پایداری ایروالاستیک گسترده‌تری است. مقایسه نمودارهای ۵ و ۶

صفحات مربعی چهارلایه با الیاف تک‌جهته را در معرض جریان هوای فراصوت بررسی نمود. نمودار ۱، تطابق خوبی را بین نتایج کار ایشان و تحقیق حاضر نشان می‌دهد. محل تلاقی فرکانس‌ها در این نمودار به عنوان نقطه بحرانی فلاتر در نظر گرفته می‌شود. این نقطه منطبق بر نقطه‌ای است که قسمت موهومی فرکانس  $\omega$  در رابطه ۱۹ دارای مقدار منفی می‌شود (نمودار ۲).

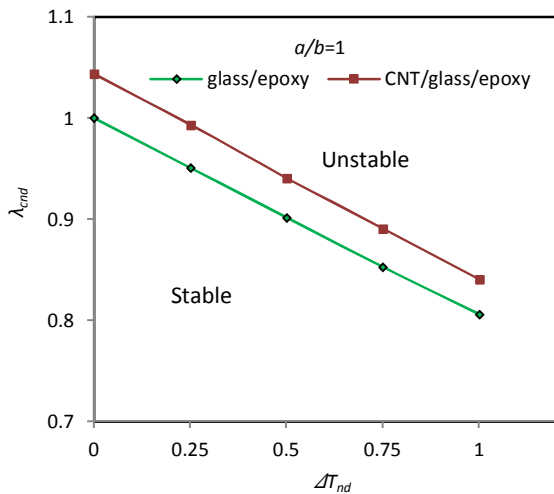


نمودار ۱) قسمت حقیقی فرکانس بدون بعد حرکت بر حسب پارامتر بدون بعد

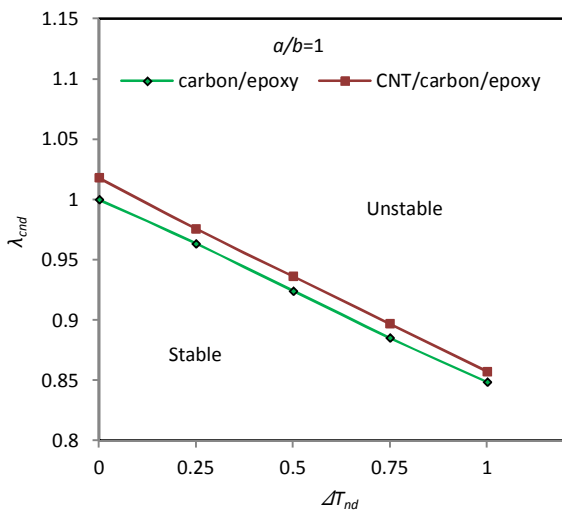


نمودار ۲) قسمت موهومی فرکانس بدون بعد حرکت بر حسب پارامتر بدون بعد ایرودینامیک

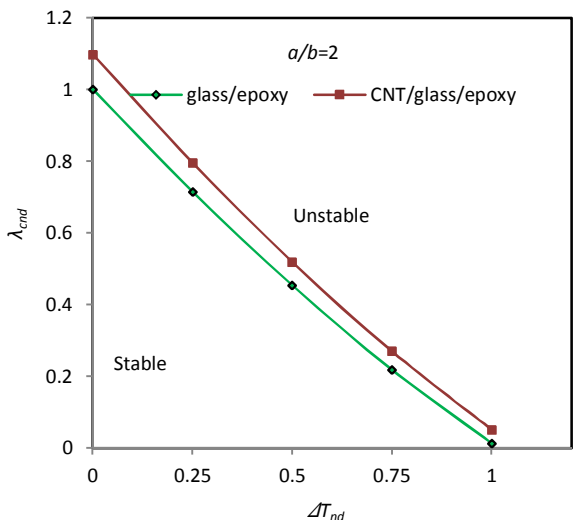
همچنین لیائو [26]، با در نظر گرفتن یک صفحه لایه‌ای با چیدمان  $[90^\circ - 0^\circ]$  دارای تکیه‌گاه‌های ساده، اثر نسبت منظر صفحه را بر تغییر دمای کماتیک صفحات  $(\Delta T_c)$  بررسی نمود (نمودار ۳). به علاوه لیائو، اثر بارهای درون صفحه‌ای ( $N$ ) را بر سرعت بحرانی فلاتر یک صفحه ایزوتروپیک مربعی با تکیه‌گاه‌های ساده بررسی نمود. همان گونه که در نمودار ۴ آورده شده است، با افزایش بارهای درون صفحه‌ای، سرعت بحرانی فلاتر کاهش می‌یابد.  $N_{cr}$  در این شکل بار بحرانی تک‌جهته‌ای است که باعث کماتیک استاتیکی می‌شود. نمودارهای ۳ و ۴ تطابق خوبی را بین نتایج کار ارایه شده توسط لیائو و تحقیق حاضر نشان می‌دهند.



**نمودار ۷** اثر دما بر پارامتر ایرودینامیک بحرانی برای صفحات الیاف شیشه-اپوکسی و الیاف شیشه- اپوکسی- نانولوله‌کربنی با نسبت منظر ۱



**نمودار ۸** اثر دما بر پارامتر ایرودینامیک بحرانی برای صفحات الیاف کربن-اپوکسی و الیاف کربن- اپوکسی- نانولوله‌کربنی با نسبت منظر ۱

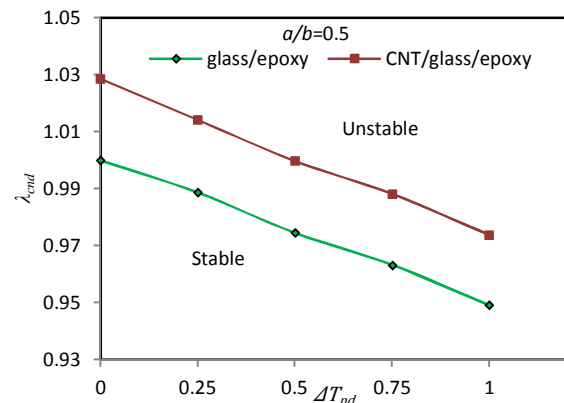


**نمودار ۹** اثر دما بر پارامتر ایرودینامیک بحرانی برای صفحات الیاف شیشه-اپوکسی و الیاف شیشه- اپوکسی- نانولوله‌کربنی با نسبت منظر ۲

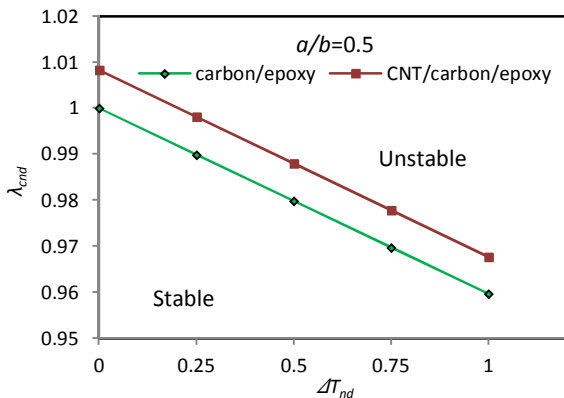
نشان می‌دهد که افزودن نانولوله کربنی به ماده زمینه برای صفحات تقویت‌شده با الیاف شیشه، تاثیر بیشتری در افزایش مرز پایداری این صفحات نسبت به صفحات تقویت‌شده با الیاف کربن دارد.

نمودارهای ۷ و ۸، به ترتیب اثر افزودن نانولوله کربنی را به رزین اپوکسی برای صفحات لایه‌ای دارای الیاف شیشه و کربن با نسبت منظر ۱ نشان می‌دهد. همان گونه که مشاهده می‌شود، افزودن نانولوله کربنی، پارامترهای ایرودینامیک بحرانی بدون بعد را حدود ۵ و ۲٪ به ترتیب برای صفحات الیاف شیشه- اپوکسی و الیاف کربن- اپوکسی در دمای محیط افزایش می‌دهد. با بررسی این نمودارها می‌توان دریافت که در دماهای بالاتر نیز افزودن نانولوله کربنی به زمینه اپوکسی، رسیدن به سرعت بحرانی فلاتر را به ویژه برای صفحات الیاف شیشه- اپوکسی به تاخیر می‌اندازد.

همان گونه که در نمودارهای ۹ و ۱۰ دیده می‌شود، با افزایش نسبت منظر صفحه به ۲، تاثیر افزودن نانولوله کربنی به ماده زمینه بیشتر می‌شود. نمودار ۹، نشان می‌دهد که پارامترهای ایرودینامیک بحرانی بدون بعد در دمای محیط حدود ۱۰٪ برای صفحه الیاف شیشه- اپوکسی افزایش می‌یابد. بر اساس نمودار ۱۰، این افزایش برای صفحه الیاف کربن- اپوکسی حدود ۴٪ است. با افزایش دما و رسیدن به مرز کماتش استاتیک، اثر افزودن نانولوله کربنی بر گسترش مرز پایداری ایروالاستیک کمتر می‌شود.



**نمودار ۱۰** اثر دما بر پارامتر ایرودینامیک بحرانی برای صفحات الیاف شیشه-اپوکسی و الیاف شیشه- اپوکسی- نانولوله‌کربنی با نسبت منظر ۰/۵



**نمودار ۱۱** اثر دما بر پارامتر ایرودینامیک بحرانی برای صفحات الیاف کربن-اپوکسی و الیاف کربن- اپوکسی- نانولوله‌کربنی با نسبت منظر ۰/۵



جدول ۳) درصد افزایش پارامتر ایرودینامیک در اثر افزودن نانولوله کربنی به رزین اپوکسی در دماهای مختلف

CNT- Carbon- Epoxy			CNT- Glass- Epoxy			$\Delta T_{nd}$
$a/b$	$a/b$	$a/b$	$a/b$	$a/b$	$a/b$	
۲	۱	۰/۵	۲	۱	۰/۵	۰
۳/۹۶	۱/۸۱	۰/۸۲	۹/۷۹	۴/۳۶	۲/۸۶	۰
۲/۸۱	۱/۲۲	۰/۸۲	۸/۰۵	۴/۲۶	۲/۵۴	۰/۲۵
۱/۶۷	۱/۱۹	۰/۸۱	۶/۵۶	۳/۹۱	۲/۵۲	۰/۵
۰/۷۹	۱/۱۷	۰/۸۱	۵/۱۲	۳/۸۱	۲/۴۹	۰/۷۵
-۰/۰۸	-۰/۸۶	-۰/۸۰	۳/۷۳	۳/۴۶	۲/۴۷	۱

**تشکر و قدردانی:** از جناب دکتر احد ضابط (ریاست محترم پژوهشکده هواخوردی) به دلیل تهیه مواد اولیه و انجام آزمون‌های تست کشش و دکتر سعید عبدالکریم سجادی برای مشاوره‌های ارزشمند و فراهم آوردن شرایط انجام آزمون دیلاتومتری، قدردانی می‌شود.

**تاییدیه‌های اخلاقی:** نویسندگان این مورد را بیان نکردند.

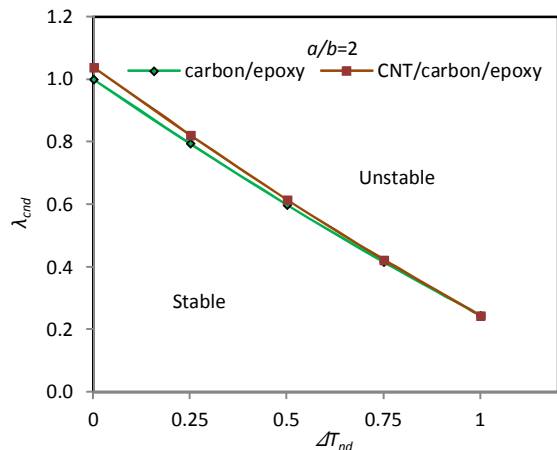
**تعارض منافع:** نویسندگان این مورد را بیان نکردند.

**سهم نویسندگان:** نویسندگان این مورد را بیان نکردند.

**منابع مالی:** این پژوهش با حمایت مالی دانشگاه فردوسی مشهد با شماره ۳/۳۸۳۰۹ انجام شده است.

## منابع

- Hu H, Onyebueke L, Abatan A. Characterizing and modeling mechanical properties of nanocomposites-review and evaluation. *Journal of Minerals and Materials Characterization and Engineering*. 2010;9(4):275-319.
- Iijima S. Helical microtubules of graphitic carbon. *Nature*. 1991;354:56-58.
- Allaoui A, Bai S, Cheng HM, Bai JB. Mechanical and electrical properties of a MWNT/epoxy composite. *Composites Science and Technology*. 2002;62(15):1993-1998.
- Odegard GM, Gates TS, Wise KE, Park C, Siochi EJ. Constitutive modeling of nanotube-reinforced polymer composites. *Composites Science and Technology*. 2003;63(11):1671-1687.
- Seidel GD, Lagoudas DC. Micromechanical analysis of the effective elastic properties of carbon nanotube reinforced composites. *Mechanics of Materials*. 2006;38(8-10):884-907.
- Han Y, Elliott J. Molecular dynamics simulations of the elastic properties of polymer/carbon nanotube composites. *Computational Materials Science*. 2007;39(2):315-323.
- Zabihollah A, Pol MH, SelkGhafari A, Momeni S. Dynamic response of laminated hybrid composite beams reinforced with high weight fraction of nano-particles. *Modares Mechanical Engineering*. 2014;13(11):150-153. [Persian]
- Wang ZX, Shen HS. Nonlinear vibration and bending of sandwich plates with nanotube-reinforced composite face sheets. *Composites Part B: Engineering*. 2012;43(2):411-421.
- Shen HS, Zhu ZH. Postbuckling of sandwich plates with nanotube-reinforced composite face sheets resting on elastic foundations. *European Journal of Mechanics-A/Solids*. 2012;35:10-21.

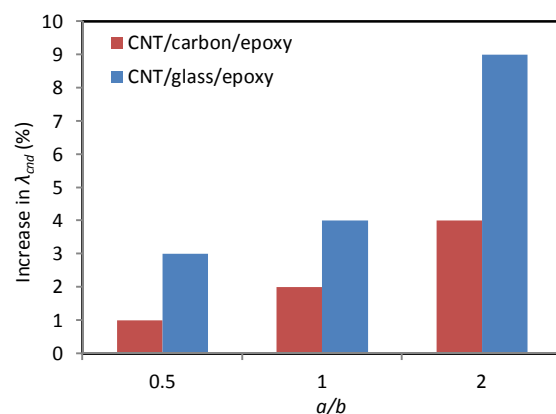


نمودار ۱۰) اثر دما بر پارامتر ایرودینامیک بحرانی برای صفحات الیاف کربن-اپوکسی و الیاف کربن-اپوکسی-نانولوله کربنی با نسبت منظر ۲

## ۶- جمع‌بندی نتایج

جهت جمع‌بندی نتایج، تاثیر افزودن نانولوله کربنی به رزین اپوکسی برای صفحات الیاف شیشه-اپوکسی و الیاف کربن-اپوکسی با نسبت منظرهای مختلف بر پارامترهای ایرودینامیک بحرانی بدون بعد در دمای محیط در نمودار ۱۱ آورده شده است. همان گونه که این نمودار نشان می‌دهد، با افزایش نسبت منظر صفحه، افزودن نانولوله کربنی تاثیر بیشتری بر افزایش پارامترهای ایرودینامیک بحرانی بدون بعد دارد. درصد این افزایش برای صفحات تقویت‌شده با الیاف شیشه بیشتر از دو برابر صفحات تقویت‌شده با الیاف کربن است.

در جدول ۳، اثر افزودن نانولوله کربنی به ماده زمینه برای صفحاتی با الیاف شیشه و کربن و با نسبت منظرهای مختلف در دماهای متفاوت آورده شده است. همان گونه که مشاهده می‌شود، افزایش دما باعث می‌شود که اثر افزودن نانولوله کربنی به ماده زمینه بر تغییر پارامتر ایرودینامیک بحرانی کمتر شود. مطابق اعداد گزارش‌شده در این جدول در مورد صفحه لایه‌ای الیاف کربن-اپوکسی با نسبت منظر ۲، افزودن نانولوله کربنی به رزین اپوکسی در دمایی نزدیک به دمای بحرانی کماتش، تاثیر منفی بر پایداری ایرودینامیک این صفحات دارد.



نمودار ۱۱) درصد افزایش پارامتر ایرودینامیک بحرانی بدون بعد در اثر افزودن ۲۰٪ نانولوله کربنی به رزین اپوکسی در دمای محیط

- 17- Kim M, Park YB, Okoli OI, Zhang C. Processing, characterization, and modeling of carbon nanotube-reinforced multiscale composites. *Composites Science and Technology*. 2009;69(3-4):335-342.
- 18- Bhardwaj G, Upadhyay AK, Pandey R, Shukla K.K Non-linear flexural and dynamic response of CNT reinforced laminated composite plates. *Composites Part B: Engineering*. 2013;45(1):89-100.
- 19- Sharma K, Shukla M. Three-phase carbon fiber amine functionalized carbon nanotubes epoxy composite: Processing, characterisation, and multiscale modeling. *Journal of Nanomaterials*. 2014;2014:Article ID 837492.
- 20- Thostenson ET, Li WZ, Wang DZ, Ren ZF, Chou TW. Carbon nanotube/carbon fiber hybrid multiscale composites. *J Appl Phys*. 2002;91(9):6034.
- 21- Heracovich CT. *Mechanics of fibrous composites*. Hoboken: John Wiley and Sons; 1997.
- 22- Tsi SW, Hahn HT. *Introduction to composite materials*. Unknown City: Technomic Publishing Co; 1980.
- 23- Chawla N, Chawla KK. *Metal matrix composites*. New York: Springer-Verlag; 2013.
- 24- Bisplinghoff RL, Ashley H. *Principles of aeroelasticity*. New York: Dover Publications; 2013.
- 25- Sawyer JW, National Aeronautics and Space Administration NASA. *Flutter of laminated plates in supersonic flow*. Washington: NASA; 1975.
- 26- Liaw DG. Supersonic flutter of laminated thin plates with thermal effects. *Journal of Aircraft*. 1993;30(1):105-111.
- 10- Torabi J, Bazdid-Vahdati M, Ansari Khalkhali R. Thermal bucking of functionally graded carbon nanotube-reinforced composite conical shells. *Modares Mechanical Engineering*. 2015;15(10):137-146. [Persian]
- 11- Zhu P, Lei ZX, Liew KM. Static and free vibration analyses of carbon nanotube-reinforced composite plates using finite element method with first order shear deformation plate theory. *Composite Structures*. 2012;94(4):1450-1460.
- 12- Aragh BS, Nasrollah Barati AH, Hedayati H. Eshelby-Mori-Tanaka approach for vibrational behavior of continuously graded carbon nanotube-reinforced cylindrical panels. *Composites Part B: Engineering*. 2012;43(4):1943-1954.
- 13- Asadi E, Farhadi Nia M. Vibrational study of laminated composite plates reinforced by carbon nanotubes. *Modares Mechanical Engineering*. 2014;14(3):7-16. [Persian]
- 14- Sankar A, Natarajan S, Haboussi M, Ramajeyathilagam K, Ganapathi M. Panel flutter characteristics of sandwich plates with CNT reinforced facesheets using an accurate higher-order theory. *Journal of Fluids and Structures*. 2014;50:376-391.
- 15- Fazelzadeh SA, Pouresmaeli S, Ghavanloo E. Aeroelastic characteristics of functionally graded carbon nanotube-reinforced composite plates under a supersonic flow. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 2015;285:714-729.
- 16- Esawi AMK, Farag MM. Carbon nanotube reinforced composites: Potential and current challenges. *Materials & Design*. 2007;28(9):2394-2401.