



Dynamic Analysis and Vibrations Control of a Composite Airplane Wing with Piezoelectric Actuator Patches

Kaveh Saboohian^۱, Ahmad Mamandi^{۲*}

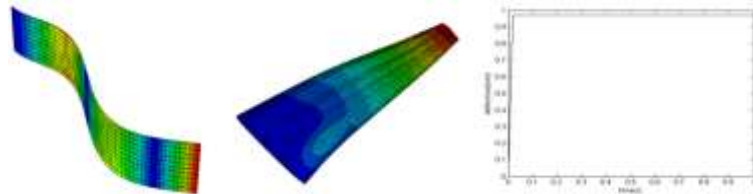
^۱ MSc. of Aerospace Engineering, Department of Mechanical Engineering, Pa.C. (Parand Branch), Islamic Azad University, Parand, Iran.

^۲ Professor, Department of Aerospace Engineering, SR.C. (Science and Research Branch), Islamic Azad University, Tehran, Iran. (*Correspondence: ahmad.mamandi@iau.ac.ir)

HIGHLIGHTS

- Dynamic analysis of an airplane composite wing with piezoelectric actuator patches was performed using FEM.
- Applying a PID controller, the response of closed loop model of the system under external disturbance forces were extracted.
- Composite wing has natural frequencies higher than that of aluminum wing.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: ۲۳ January ۲۰۲۶

Received in revised form: ۰۸

December ۲۰۲۶

Accepted: ۲۰ January ۲۰۲۶

Available online: ۲۳ August ۲۰۲۶

*Correspondence:

ahmad.mamandi@iau.ac.ir

Keywords:

Modal Analysis

Composite Airplane Wing

Piezoelectric Sensor-Actuator patches

Open and Closed Loop PID Controller

ABSTRACT

In this paper, dynamic analysis of a composite wing of a typical airplane with Piezoelectric sensor and actuator patches has been performed using ABAQUS finite element package. The modal analysis for a ۲-D model of a specified wing made up of three different composite material including basalt-epoxy, kevlar-epoxy and carbon epoxy has been done to determine and compare modal shapes of the composite wing and its corresponding natural frequencies. Then, based on structural analysis, ۲-D distributions of stress, strains and displacements components are obtained. Moreover, using a written code in MATLAB/Simulink applying the PID controller to the model, the vibration control of the composite wing has been investigated, to do this, the responses of both open and closed loop control models of the system with PID controller under external disturbance forces in the form of either unit step, ramped and sinusoidal input functions are extracted. It was shown from the obtained results that the composite wing made up of carbon-epoxy material has modal natural frequencies higher than that of aluminum wing. Also, considering the closed loop PID controller for the composite wing with Piezoelectric actuators revealed that a very good performance of the system against applied disturbances in which the active PID controller reduced the wing tip displacement under disturbances in the form of unit step, ramped and sinusoidal functions by ۹۶.۵%, ۹۸% and ۹۹%, respectively.

Cite this article: Saboohian K, Mamandi A[©]. Dynamic Analysis and Vibrations Control of a Composite Airplane Wing with Piezoelectric Actuator Patches. Journal of Aerospace Mechanics. ۲۰۲۵; ۲۲ (۱): ۴۵-۶۲.

DOI: <https://doi.org/10.4۷۱۷۶/MAJ.۲۰۲۶.۱۵۳۳>

© Author(s) retain the copyright and full publishing rights

Publisher: Imam Hossein Comprehensive University.





تحلیل دینامیکی و کنترل ارتعاشات بال هواپیما از ماده مرکب با وصله‌های عملگر پیزوالکتریک

کاوه سبوحیان^۱، احمد مامندی^{۲*}

^۱ کارشناسی‌ارشد مهندسی هوا فضا، گروه مهندسی مکانیک، واحد پرند، دانشگاه آزاد اسلامی، پرند، ایران.

^۲ استاد مهندسی هوا فضا، گروه مهندسی هوا فضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران. (نویسنده مسئول):

ahmad.mamandi@iau.ac.ir

برجسته‌ها

- تحلیل دینامیکی بال هواپیما از ماده مرکب با وصله‌های عملگر پیزوالکتریک به کمک FEM انجام شده است.
- پاسخ کنترل حلقه باز و بسته سیستم به نیروهای اغتشاشی خارجی توسط کنترل‌کننده PID بررسی شده است.
- بال مرکب دارای فرکانس‌های طبیعی بالاتری نسبت به بال آلومینیومی است.

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۰۳ بهمن ۱۴۰۴

بازنگری: ۰۸ اسفند ۱۴۰۴

پذیرش: ۲۰ فروردین ۱۴۰۵

ارائه آنلاین: ۱۷ اردیبهشت ۱۴۰۵

* نویسنده مسئول:

ahmad.mamandi@iau.ac.ir

کلید واژه‌ها:

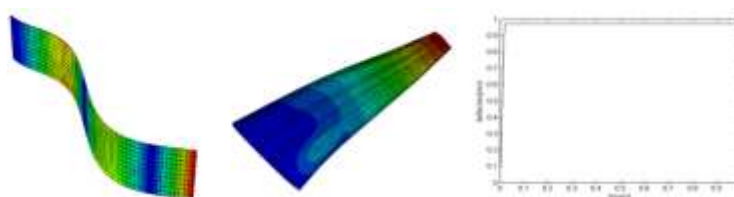
تحلیل مودال

بال هواپیما از ماده مرکب

وصله‌های حسگر - عملگر پیزوالکتریک

کنترل‌کننده PID حلقه باز و حلقه بسته

چکیده گرافیکی



چکیده

در این مقاله، تحلیل دینامیکی بال یک هواپیما از ماده مرکب همراه با وصله‌های حسگر و عملگر پیزوالکتریک به کمک روش اجزای محدود (FEM) توسط نرم‌افزار ABAQUS انجام شده است. تحلیل مودال بال سه‌بعدی ساخته شده از سه نوع ماده مرکب مختلف شامل کولار - اپوکسی، بازالت - اپوکسی و کربن - اپوکسی برای تعیین و مقایسه شکل مودها و فرکانس‌های طبیعی آن انجام شده است. سپس، در تحلیل سازه‌ای بال، توزیع‌های تنش، کرنش و جابه‌جایی به دست آمده‌اند. علاوه بر این، با استفاده از کد تهیه شده در نرم‌افزار Matlab/Simulink، با در نظر گرفتن کنترل‌کننده PID حلقه باز و حلقه بسته سیستم، کنترل ارتعاشات بال مورد بررسی قرار گرفته است. نمودارهای پاسخ حلقه باز و بسته سیستم به نیروهای اغتشاشی خارجی وارد بر بال به شکل توابع پله واحد، رمپ و سینوسی استخراج شده‌اند. نتایج به دست آمده نشان دادند که بال مرکب ساخته شده از ماده کربن - اپوکسی دارای فرکانس‌های طبیعی بالاتری نسبت به بال آلومینیومی است. همچنین، کنترل‌کننده PID حلقه بسته سیستم بال مرکب به همراه وصله‌های عملگر پیزوالکتریک نشان داد که بال در برابر اغتشاشات اعمالی به خوبی عمل کرده و پاسخ‌های مناسبی ارائه داده به طوری جابه‌جایی نوک بال هواپیما به اغتشاشاتی به شکل پله واحد، رمپ و سینوسی به ترتیب به میزان ۹۶/۵٪، ۹۸٪ و ۹۹٪ کاهش یافته است.

استناد: سبوحیان، کاوه، مامندی، احمد^۱. تحلیل دینامیکی و کنترل ارتعاشات بال هواپیما از ماده مرکب با وصله‌های عملگر پیزوالکتریک. مکانیک هوا فضا. (۱۴۰۵)؛ ۲۲ (۱): ۴۵-۶۲.

<https://doi.org/10.47176/MAJ.2026.1033>

© نویسنده(گان) حق نشر و حقوق کامل انتشار را برای خود محفوظ می‌دارند.

ناشر: دانشگاه جامع امام حسین (ع).



۱- مقدمه

سازه‌های متشکل از مواد مرکب از جمله مهم‌ترین سازه‌هایی هستند که در مهندسی مدرن و به‌ویژه در صنایع هوافضایی مورد استفاده قرار می‌گیرند. این سازه‌ها به طور فزاینده‌ای در مهندسی عمران، مکانیک و حمل‌ونقل زمینی و دریایی نیز کاربرد بسیاری پیدا کرده‌اند. رفتار سازه‌های ساخته شده از مواد مرکب به طور قابل‌ملاحظه‌ای پیچیده‌تر از موارد همسانگرد است. مواد مرکب به دلیل وزن کم، مقرون‌به‌صرفه بودن و همچنین دارا بودن سفتی‌های مختلف و بالا در جهات مختلف لایه‌چینی‌های آنها، به طور گسترده‌ای برای اجزای کوچک و سازه‌های بزرگ مانند بال و بدنه هواپیماها، کشتی‌ها، پره‌های توربین‌های بادی و پل‌های کوچک استفاده می‌شوند. انتخاب مواد سرامیکی و برخی از پلیمرها، پدیده پیزوالکتریک را به نمایش می‌گذارد. پلاریزه شدن از یک میدان الکتریکی یا ولتاژ، موجب تنظیم ترازهای دوپل در ساختار بلوری می‌شود که در نتیجه آن، کرنش مکانیکی حاصل می‌شود. معکوس اثر پیزوالکتریک، یعنی تولید میدان الکتریکی از کرنش اعمال شده، نیز توسط این مواد نمایش داده می‌شود. مواد پیزوالکتریک قادر به رسیدن به کرنش‌های بزرگ و فرکانس‌های بالای کاری هستند، با این حال کارکرد آنها به کرنش‌های نسبتاً کوچک محدود می‌شوند. این رفتار موجب پیوند آنها با سایر مواد شده تا ویژگی‌های عملکردی آنها افزایش یابد.

از سوی دیگر، کاربرد سازه‌های هوشمند در مقایسه با مکانیزم‌های لولایی و پیوسته معمولی در بخش‌های مختلف سازه‌هایی هوایی مانند اتصالات سطوح کنترل و بال مانند اسلت و فلپ به‌عنوان تجهیزات افزایش برا و کاهش پسا، مزیت‌هایی از جمله کاهش وزن و امکان حفظ شکل پیوسته بال سازه هوایی را دارند. این ویژگی‌ها در زمینه آیرودینامیک و سازه‌های هوایی هوشمند و همچنین برای کاربرد در سیستم‌های میکروالکترومکانیکی و سازه‌های فضایی بسیار مطلوب هستند. با وجود مزایای زیادی که سازه‌های هوشمند دارند؛ ولی طراحی سازه‌های هوشمند بسیار پیچیده بوده و اغلب دچار ناسازگاری از منظر کارکرد سازه‌ای - هندسی می‌شوند. از نظر آیرودینامیکی، سازه‌ها نیازمند تغییرات هندسی بزرگ برای تأثیر بر روی جریان و کاهش پسا و افزایش برآ هستند. از لحاظ ساختاری به سبب محدودیت در مواد اولیه، دستیابی به سازه‌های هوشمند دشوار است. بدین سبب لازم است که سازه‌های هوایی هوشمند در زمینه‌های ساخت و تولید، طراحی و تحلیل پیشرفت نمایند.

در حال حاضر، بال هواپیماها دارای اتصال‌های لولایی بوده که به لبه فرار یک بال متصل می‌شوند. به‌عنوان یکی از جنبه‌های نوآوری در این مقاله برای هوشمندسازی بال مرکب از چیدمانی با فواصل مساوی از عملگرهای پیزوالکتریک بر روی آن استفاده شده است. این عملگرها در مواجهه با نیروها به‌صورت هوشمند عمل کرده و با تغییر زاویه انحنای ایرفویل نیروی برآی وارد بر بال را تنظیم و

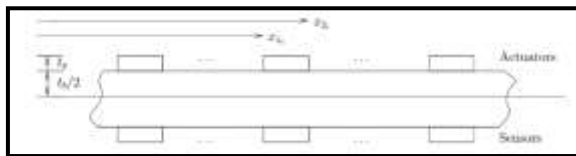
هواپیما را متعادل می‌کنند. در این حالت بال طراحی شده، نیازی به لولا نداشته و به‌صورت یکپارچه عمل می‌کند. در زیر برخی از کارهای انجام شده در زمینه کاربرد مواد پیزوالکتریک در کنترل ارتعاشات بال وسایل هوایی بررسی شده‌اند.

در [۱] کنترل فعال فلاتر بال هواپیما با در نظر گرفتن عملگرهای پیزوالکتریک بر روی سطوح کنترل فلپ در لبه فرار بال مورد مطالعه قرار گرفته است. از کنترل کننده حلقه بسته برای سرکوب ارتعاشات و فلاتر بال مجهز به عملگر پیزوالکتریک استفاده شده است. کنترل ارتعاش بدنه و بال انعطاف‌پذیر یک هواپیما همراه با سطوح کنترل آن با در نظر گرفتن وصله‌های عملگرهای پیزوالکتریک پخش شده بر روی بال با در نظر گرفتن نظریه تیر اوپلر برنولی برای مدل خمشی بال با استفاده از روش اغتشاشات در [۲] مطالعه شده است. کنترل فعال برای بررسی رخداد پدیده فلاتر خمشی - پیچشی بال با سطوح کنترل در لبه فرار بال مجهز به عملگر پیزوالکتریک در رژیم جریان مادون صوت در آزمایش تونل باد در [۳] بررسی شده است. در [۴] تحلیل فرکانسی ارتعاشات آزاد یک تیر جدار نازک ساخته شده از ماده مرکب گرافیت - اپوکسی به‌عنوان مدل بال یک هواپیما و همچنین کنترل فعال ارتعاشات بال در مدل تیر نازک با در نظر گرفتن وصله‌های عملگرهای پیزوالکتریک PZT-۴ بر روی دهانه تیر به‌عنوان مدل بال با استفاده از روش کنترل پس‌خورد سرعت مطالعه شده است. با اعمال گشتاور خمشی در نوک بال پاسخ کنترل پس‌خورد بال بررسی شده است. در [۵] تحلیل پاسخ کنترل فعال ارتعاش بال ساخته شده از مواد مرکب یک هواپیما با در نظر گرفتن حسگر و عملگر پیزوالکتریک بررسی شده و کنترل فعال ارتعاش با در نظر گرفتن کنترل پس‌خورد خروجی به‌دست آمده است. با استفاده از شبیه‌سازی عددی به کمک نرم‌افزار ANSYS شکل موده‌های ارتعاشی بال به‌دست آمده و پاسخ کنترل پس‌خورد جابه‌جایی ارتعاش آزاد و اجباری بال هواپیما با در نظر گرفتن عملگرهای پیزوالکتریک مورد بررسی قرار گرفته است. در [۶] اثر در نظر گرفتن کنترل پس‌خورد برای ارتعاش در مدل آیروالاستیک بال هواپیما در مدل تیر نازک با استفاده از عملگرهای پیزوالکتریک بررسی شده است. در [۷] کنترل فعال ارتعاش بال آلومینیومی یک هواپیما با در نظر گرفتن عملگرهای پیزوالکتریک بر روی پوسته بالایی مدل بال با استفاده از روش پس‌خورد سرعت مطالعه شده است. با مدل‌سازی اجزای محدود بال در نرم‌افزار ANSYS تحت بارهای اغتشاشی یکسان، چهار عملگر در نظر گرفته شدند و بهره‌های کنترلی مختلف برای حصول به ولتاژهای عملگری بهینه مورد بررسی قرار گرفتند. در [۸] کنترل فعال آیروالاستیک بال هواپیما با در نظر گرفتن وصله‌های عملگرهای پیزو - مرکب بر روی بال مطالعه شده است. در [۹] با استفاده از کنترل کننده پس‌خورد شتاب مستقیم، پایداری ارتعاشات بال هواپیما بررسی شده است. مدل عددی با به‌کارگیری نرم‌افزار ANSYS شبیه‌سازی شده به‌طوری

مقایسه شکل مودها و فرکانس‌های طبیعی بال مرکب، توزیع‌های تنش، کرنش و جابه‌جایی به کمک روش FEM توسط نرم‌افزار ABAQUS انجام شده است. سپس، با استفاده از کد تهیه شده در نرم‌افزار Matlab/Simulink، با در نظر گرفتن کنترل‌کننده PID، پاسخ‌های کنترل فعال حلقه باز و حلقه بسته سیستم با در نظر گرفتن چهار عملگر پیزوالکتریک قرار گرفته در راستای طولی بر روی دهانه بال در سرکوب ارتعاشات ناشی از نیروهای اغتشاشی خارجی به شکل توابع پله واحد، رمپ و سینوسی مورد بررسی قرار گرفته و مقایسه شده‌اند. این موارد بالا را می‌توان به‌عنوان جنبه‌های نوآوری کار کنونی نسبت به دیگر پژوهش‌های انجام شده دانست.

۲- معادلات حاکم

در شکل ۱، یک تیر به همراه تعدادی از حسگر و عملگرهای (محرک) پیزوالکتریک نشان داده شده است. برای ساده‌سازی در استخراج معادلات حاکم بر دینامیک مسئله، مبدل‌های پیزوالکتریک به‌صورت ایدئال در نظر گرفته شده‌اند. محرک i ام در معرض ولتاژ $V_{ai}(t)$ قرار دارد و ولتاژ القا شده در حسگر i ام، $V_{pi}(t)$ است.



شکل ۱: شماتیک تیر به همراه حسگرها و عملگرها

تیر دارای طول l_b ، عرض w_b و ضخامت t_b است. همچنین، ابعاد متناظر با هر وصله پیزوالکتریک l_p ، w_p و t_p است. علاوه بر این، جابه‌جایی دینامیکی تیر در نقطه x و زمان t با $z(x, t)$ نشان داده شده است. دینامیک سازه تیر در مدل تیر اویلر - برنولی توسط معادله دیفرانسیل با مشتقات جزئی زیر بیان می‌شود

$$E_b I_b \frac{\partial^4 Z(x, t)}{\partial x^4} + \rho_b A_b \frac{\partial^2 Z(x, t)}{\partial t^2} = \frac{\partial^2 M_x(x, t)}{\partial x^2} + f(x, t) \quad (1)$$

که E_b ، A_b ، ρ_b و I_b به ترتیب چگالی، سطح مقطع، مدول الاستیسیته و گشتاور اینرسی تیر حول محور خنثی را نشان می‌دهند. $M(x, t)$ گشتاور کل مؤثر بر روی تیر است که از مجموع گشتاورهای اعمال شده بر روی تیر توسط هر محرک به دست می‌آید یعنی

$$M_x(x, t) = \sum_{i=1}^m M_{x_i}(x, t) \quad (2)$$

گشتاور اعمال شده بر روی تیر توسط محرک i ام، $M_{x_i}(x, t)$ را می‌توان به‌صورت زیر نوشت:

روش کنترلی برای ایجاد ولتاژ عملگری موردنیاز با در نظر گرفتن شش عملگر پیزوالکتریک بر روی بال بر اساس پس‌خورد شتاب در شکل مودهای مختلف ارتعاش آزاد بال مطالعه شده است. در [۱۰] مقایسه‌ای بین نتایج تحلیلی و آزمایشگاهی با در نظر گرفتن روش‌های پیشرفته کنترل شامل کنترل بهینه خطی مرتبه دوم تنظیم‌کننده (LQR) در کاهش ارتعاش بال هواپیما مورد مطالعه قرار گرفته است. پایداری بال یک وسیله نقلیه هوایی بدون سرنشین با استفاده از کنترل ارتعاش فعال با در نظر گرفتن کنترل کننده‌های P ، PI و پس‌خورد سرعت (VF) با در نظر گرفتن عملگرهای پیزوالکتریک بر روی بال ساخته شده از ماده مرکب توسط شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار ANSYS در [۱۱] بررسی شده است. در [۱۲] بر اساس مدل آیرولاستیکی بال با استفاده از روش اجزای محدود در مدل آیرودینامیک ناپایا در نظریه تئودورسن، کنترل ارتعاش بال هواپیما که به‌صورت یک تیر نازک مدل شده با استفاده از عملگرهای پیزوالکتریک بررسی شده است. در [۱۳] کنترل فعال و غیرفعال در سرکوب فلاتر برای بال‌های هواپیما با انعطاف‌پذیری بسیار بالا به کمک عملگرهای پیزوالکتریک و تولید انرژی الکتریکی با ایجاد ولتاژ توسط مبدل‌های پیزوالکتریک بررسی شده‌اند. برای محدودسازی ارتعاشات چرخه حدی ناشی از ناپایداری فلاتر بال از کنترل کننده گوسی خطی مرتبه دوم برای کنترل فعال استفاده شده است. در [۱۴] با استفاده از مدل‌سازی غیرخطی آیرولاستیک برای بال، کنترل فعال ارتعاشات بال‌های انعطاف‌پذیر هواپیما با استفاده از عملگر پیزوالکتریک و همچنین برداشت انرژی ناشی از ارتعاشات آن توسط مبدل عملگر پیزوالکتریک بررسی شده است. در [۱۵] کنترل حلقه باز برای کاهش ارتعاشات ناشی از پاسخ آیرولاستیک یک بال انعطاف‌پذیر ساخته شده از ماده مرکب همراه با عملگرهای پیزوالکتریک مورد بررسی قرار گرفته است. در [۱۶] اثر کنترل غیرفعال در فلاتر یک بال از ماده مرکب دارای آسیب با در نظر گرفتن عملگرهای پیزوالکتریک با استفاده از روش اجزای محدود مطالعه شده است. در [۱۷] کنترل فعال فلاتر یک ورق مستطیلی آسیب‌دیده و ساخته شده از ماده مرکب لایه‌ای با سفتی متغیر با در نظر گرفتن عملگرهای پیزوالکتریک با استفاده از روش اجزای محدود به کمک نرم‌افزار MSC.Nastran بررسی شده است. این مقاله به تحلیل ارتعاشات بال‌های کامپوزیتی با استفاده از وصله‌های پیزوالکتریک و بررسی عملکرد کنترل‌کننده فعال PID می‌پردازد که از نظر اهمیت علمی و کاربردی مرتبط با طراحی بال‌های هوشمند و سازه‌های انعطاف‌پذیر هوافضایی است و تلاش دارد با بهره‌گیری از شبیه‌سازی‌های المان محدود، رفتار دینامیکی سازه و اثر کنترل کننده بر سرکوب ارتعاشات را مورد بررسی قرار دهد. در این راستا، تحلیل‌های مودال و سازه‌ای بال سه‌بعدی ساخته شده از سه نوع ماده مرکب مختلف شامل کولار - اپوکسی، بازالت - اپوکسی و کربن - اپوکسی برای تعیین و

که m تعداد شکل مود تیر است. در نتیجه برای تابع انتقال عملگر و تیر G_{zf} که داریم

$$G_{zf} = \frac{Z(x, s)}{F(s)} = \sum_{j=1}^m \frac{\beta_j W_{j(x)}}{s^2 + 2\xi_j A_j s + A_j^2} \quad (13)$$

معادلات حسگر: ولتاژ پیزوالکتریک القا شده در حسگر i ام را می‌توان به صورت زیر به دست آورد

$$v_{pi}(t) = \frac{d_{31} E_p w_p}{c_p} \int_{x_1}^{x_2} \varepsilon_1 dx \quad (14)$$

که در آن عبارت کرنش مکانیکی ε_1 در حسگر i ام را می‌توان از رابطه زیر به دست آورد

$$\varepsilon_1 = -\left(\frac{t_b}{2} + t_p\right) \frac{\partial^2 Z}{\partial x^2}, \quad Z(x, t) = \sum_{k=1}^{\infty} w_k(x) q_k(t) \quad (15)$$

در نتیجه ولتاژ القا شده در حسگر به صورت زیر است

$$v_{pi}(t) = -\left[\frac{d_{31} E_p w_p}{c_p} \left(\frac{t_b}{2} + t_p\right) \sum_{j=1}^m \frac{\psi_{ji}}{W_j}\right] Z(x, t), \quad (16)$$

با اعمال تبدیل لاپلاس و صفر در نظر گرفتن مقادیر شرایط اولیه مسئله، رابطه زیر نتیجه برای تابع تبدیل حسگر G_{vpz} به دست می‌آید

$$G_{vpz} = \frac{V_p(s)}{Z(x, s)} = \bar{\gamma} \sum_{j=1}^m \frac{\psi_{ji}}{W_j}, \quad (17)$$

که $\bar{\gamma} = -\frac{d_{31} E_p w_p}{c_p} \left(\frac{t_b}{2} + t_p\right)$ تابع تبدیل ولتاژ کنترلی به نیرو G_{fva} عبارت است از

$$G_{fva} = \frac{F(s)}{V_a(s)} = N \sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^n \frac{\psi_{ji}}{\beta_j} \quad (19)$$

و در نهایت برای تابع تبدیل G داریم

$$G = \sum_{j=1}^m A_j^2 + \sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^n W_j(x) G_{vpz} \frac{\psi_{ji}}{(\beta_j W_j(x))}, \quad (20)$$

به عنوان نمونه برای بال مستطیلی معادل (ورق)، ولتاژ ایجاد شده در حسگر پیزوالکتریک ناشی از ارتعاش ورق از رابطه زیر محاسبه می‌شود [۲، ۱۳، ۱۴، ۱۸ و ۱۹]

$$V_s = -\frac{e_{31} t_b}{A_s \epsilon_{33}} \cdot \left[h_m^s \left(\frac{\partial^2 z(x, t)}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 z(x, t)}{\partial y^2} \right) \right]^s, \quad (21)$$

وقتی که بال ارتعاش می‌نماید، یک سیگنال ولتاژ هم‌زمان V_a در محرک ایجاد می‌شود. این سیگنال به سیستم کنترل که توان ورودی عملگرهای توزیع شده بر روی ورق را تعیین می‌کند تغذیه می‌شود. برای ولتاژ عملگری V_a که توسط سیستم کنترل تعیین می‌شود وقتی که سیگنال محرک V_s برای بهره کنترلی ثابت G باشد، داریم که

$$V_a = G V_s = -\frac{e_{31}^2 t_b h_m^s G}{\epsilon_{33}} \left(\frac{\partial^2 z(x, t)}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 z(x, t)}{\partial y^2} \right), \quad (22)$$

$$M_{x_i}(x, t) = \bar{k} v_{ai}(t) \{u(x - x_{1i}) - u(x - x_{2i})\} \quad (3)$$

که $u(x)$ بیانگر تابع پله واحد است به طوری برای $u(x) = 0, x < 0$ و برای $u(x) = 1, x \geq 0$ است. عبارت $u(x - x_{1i}) - u(x - x_{2i})$ بیانگر مکان محرک i ام است. یک روش برای حل این PDE، تحلیل مودال است. در این روش فرض می‌شود که

$$z(x, t) = \sum_{k=1}^{\infty} w_k(x) q_k(t), \quad (4)$$

که در آن $w_k(x)$ شکل مود است که از طریق مقادیر ویژه مبتنی بر اصل تعامد بین مودها و با در نظر گرفتن شرایط مرزی تعیین می‌شود. برای تیر یکسر گیردار - یکسر آزاد شکل مود ارتعاشی عبارت است از

$$w_k(x) = \sin(\lambda_k x) - \sinh(\lambda_k x) + \alpha_k [\cosh(\lambda_k x) - \cos(\lambda_k x)], \quad (5)$$

که

$$\alpha_k = \frac{\sinh(\lambda_k l_b) + \sin(\lambda_k l_b)}{\cosh(\lambda_k l_b) + \cos(\lambda_k l_b)} \quad (6)$$

برای شرایط مرزی یکسر گیردار - یکسر آزاد، معادله مشخصه عبارت است از

$$\cos(\lambda_k l_b) + \cosh(\lambda_k l_b) = -1 \quad (7)$$

معادلات عملگر: معادله حاکم بر حرکت بال همراه با عملگر پیزوالکتریک و با در نظر گرفتن جمله میرایی $2\xi_j \dot{q}_j A_j$ به صورت زیر است

$$[I] \ddot{q}_j + A_j^2 q_j = N \psi_{ai}(t) + \beta_j [I] \dot{f}(t) - 2\xi_j \dot{q}_j A_j \quad (8)$$

که در آن

$$A_j = \lambda_j^2 \sqrt{\frac{E_b I_b}{\rho_b A_b}}, \quad N = \frac{2\bar{k}}{\rho_b A_b l_b} \quad (9)$$

که

$$\psi_{ki} = W_k(x_{2i}) - W_k(x_{1i}), \quad \bar{k} = \frac{E_b E_p t_b^2 w_b w_p d_{31}}{E_b t_b w_b + E_p t_p w_p}, \quad (10)$$

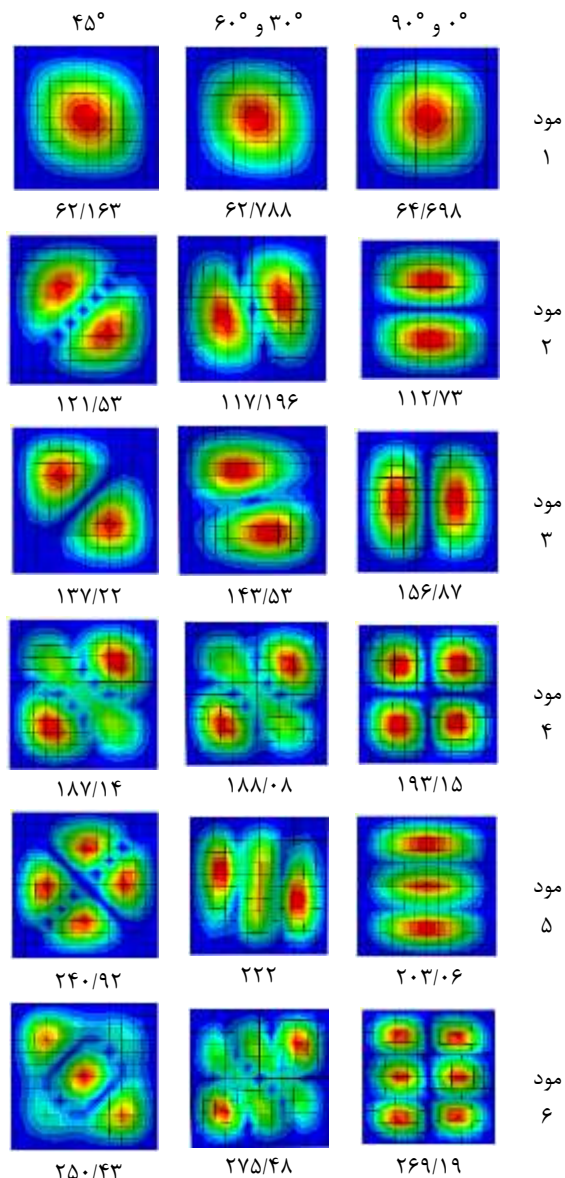
و

$$\beta_j = \frac{2}{\rho_b A_b l_b} (\sin(\lambda_j a) - \sinh(\lambda_j a) + \alpha_j [-\cos(\lambda_j a) + \cosh(\lambda_j a)]), \quad (11)$$

در رابطه (۱۱)، a نشان دهنده محل اعمال نیرو است. با اعمال تبدیل لاپلاس به معادله (۸) و پیزوالکتریک و صفر در نظر گرفتن شرایط اولیه برای تیر، معادله زیر به دست می‌آید

$$Z(x, s) = N \sum_{j=1}^m \frac{\psi_{ji} W_{j(x)}}{s^2 + 2\xi_j A_j s + A_j^2} V_a(s) + \sum_{j=1}^m \frac{\beta_j W_{j(x)}}{s^2 + 2\xi_j A_j s + A_j^2} F(s) \quad (12)$$

در شکل ۳، نتایج به‌دست‌آمده از تحلیل مودال برای تعیین فرکانس‌های طبیعی برحسب Hz و شکل مدهای ورق از ماده مرکب شیشه - پلی‌استر با زوایای لایه‌چینی مختلف ارائه شده است.



شکل ۳: فرکانس‌های طبیعی برحسب Hz و شکل مدهای ورق از ماده مرکب شیشه - پلی‌استر با زوایای لایه‌چینی مختلف

در جدول ۱، مقایسه نتایج به‌دست‌آمده از تحلیل فرکانسی در پژوهش کنونی با استفاده از نرم‌افزار آباکوس و نتایج گزارش شده در مرجع [۲۰] برای ورق مرکب با زوایای لایه‌چینی مختلف ارائه شده است. از این جدول مشاهده می‌شود که تطابق بسیار مناسبی بین نتایج وجود دارد. بیشینه خطای اعتبارسنجی انجام شده برای همه فرکانس‌های طبیعی کمتر از ۰/۸۲٪ است. همچنین، شکل مدها برای همه چیدمان‌ها در مرجع [۲۰] با نتایج اعتبارسنجی در شکل ۳ مشابه هستند. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده و مقایسه آنها، صحت‌سنجی نتایج تأیید می‌گردد.

که در روابط بالا e_{31} مؤلفه ماتریس پیزوالکتریک، ϵ_{33} مؤلفه ماتریس نفوذپذیری دی‌الکتریک و h_m^s فاصله صفحه میانی لایه محرک تا صفحه خنثای ورق است. در نهایت، با داشتن ولتاژ عملگر V_a و جریان ایجاد الکتریکی شده در حسگر پیزوالکتریک (و یا مقاومت ترانسدیوسر پیزوالکتریک)، توان موردنیاز عملگرها برای شرایط عملی محاسبه می‌شود [۲، ۱۳، ۱۴، ۱۸ و ۱۹]

۳- مدل‌سازی و تحلیل مودال و سازه‌ای بال به کمک FEM

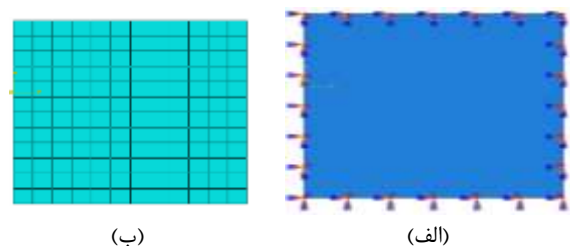
در این بخش، پس از اعتبارسنجی نتایج با مراجع موجود در حالت‌های خاص، تحلیل مودال بال معادل مستطیلی شکل با اتصال وصله‌های عملگر پیزوالکتریک به آن و همچنین بدون در نظر گرفتن آنها بر روی بال به کمک روش اجزای محدود برای نشان دادن تأثیر وصله‌ها در نتایج تحلیل فرکانسی بال مورد بررسی قرار می‌گیرد. سپس، مدل‌سازی و تحلیل مودال بال سه‌بعدی با در نظر گرفتن ایرفویل مشخص برای سطح مقطع آن و مواد مرکب مختلف به کمک FEM انجام شده است.

۳-۱- اعتبارسنجی نتایج

برای اعتبارسنجی نتایج حاصل از روش اجزای محدود به کمک نرم‌افزار آباکوس، تحلیل مودال یک ورق از ماده مرکب شیشه - پلی‌استر با ابعاد $1\text{ cm} \times 1\text{ cm}$ و با ضخامت 0.105 cm با لایه‌چینی با زوایای مختلف $0^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ انجام شده و با نتایج گزارش شده در مرجع [۲۰] مقایسه شده است. در مدل‌سازی، به دلیل کم بودن ضخامت ورق نسبت به ابعاد آن از المان پوسته استفاده شده است. مشخصات مکانیکی ماده مرکب شیشه - پلی‌استر به صورت زیر در نظر گرفته شده است [۲۰]

$$\rho = 1768.9\text{ kg/m}^3, E_1 = 37.41\text{ GPa}, E_2 = 13.67\text{ GPa}, \\ \nu_{12} = 10.3, G_{12} = 5.478\text{ GPa}, G_{13} = 6.03\text{ GPa}, G_{23} = 6.666\text{ GPa},$$

پس از اعمال مشخصات مکانیکی ورق در آباکوس و مونتاژ کردن مدل ورق در آن، تعداد شکل مدهای موردنیاز در تحلیل مودال تعیین می‌گردد. در تحلیل مودال، نیرویی به جسم اعمال نمی‌شود. در شکل ۲، شرایط مرزی ورق به صورت گیردار و مش‌بندی آن با ۱۲ المان در هر طرف نشان داده شده است.



شکل ۲: الف- شرایط مرزی ورق، ب- مش‌بندی منظم ورق

جدول ۱: مقایسه نتایج به‌دست‌آمده از FEM در پژوهش کنونی و مرجع [۲۰] برای تحلیل فرکانسی ورق مرکب شیشه - پلی‌استر با زوایای لایه‌چینی مختلف

شماره مود	۹۰° و ۰°			۶۰° و ۳۰°			۴۵°		
	کار کنونی	مرجع [۲۰]	اختلاف %	کار کنونی	مرجع [۲۰]	اختلاف %	کار کنونی	مرجع [۲۰]	اختلاف %
۱	۶۴/۶۹۸	۶۵/۰۰۳	۰/۴۶۹	۶۲/۷۸۸	۶۳/۰۸۲	۰/۴۶۶	۶۲/۱۶۳	۶۲/۴۵۴	۰/۴۶۶
۲	۱۱۲/۷۳	۱۱۳/۳۱	۰/۵۱۲	۱۱۷/۹۶	۱۱۸/۶۰	۰/۵۴۰	۱۲۱/۵۳	۱۲۲/۲۲	۰/۵۶۴
۳	۱۵۶/۸۷	۱۵۷/۹۸	۰/۷۰۳	۱۴۳/۵۳	۱۴۴/۴۶	۰/۶۴۴	۱۳۷/۲۲	۱۳۸/۰۷	۰/۶۱۶
۴	۱۹۳/۱۵	۱۹۴/۵۵	۰/۷۲۰	۱۸۸/۰۸	۱۸۹/۳۹	۰/۶۹۲	۱۸۷/۱۴	۱۸۸/۴۵	۰/۶۹۵
۵	۲۰۳/۰۶	۲۰۴/۳۳	۰/۶۲۱	۲۲۲	۲۲۳/۶۰	۰/۷۱۵	۲۴۰/۹۲	۲۴۲/۸۵	۰/۷۹۵
۶	۲۶۹/۱۹	۲۷۱/۳۱	۰/۷۸۱	۲۷۵/۴۸	۲۷۷/۷۸	۰/۸۲۸	۲۵۰/۴۳	۲۵۲/۴۹	۰/۸۱۶

در نرم‌افزار ABAQUS به‌عنوان نمونه اول، تک‌قطعه بال مستطیل شکل وارد می‌شود و سپس در نمونه دوم وصله‌های پیزوالکتریک به بال مستطیل شکل متصل (مونتاژ) می‌شوند. در تحلیل مودال، تعداد شکل موده‌های مورد بررسی مشخص می‌گردند. لازم به ذکر است که وصله‌های پیزوالکتریک همراه با چسب به بال متصل می‌شوند به همین دلیل از اتصال نوع چسب^۱ مانند شکل ۴ برای اتصال وصله‌های پیزوالکتریک مستطیلی شکل به بال مستطیلی در نرم‌افزار FEM استفاده شده است. در تحلیل مودال، نیرویی به جسم اعمال نمی‌گردد و از هرگونه میرایی سازه‌ای صرف‌نظر می‌شود. همچنین، شرایط مرزی بال به‌صورت یک‌سر گیردار - یک‌سر آزاد است. باتوجه به هندسه ساده شکل بال مستطیلی، شبکه‌بندی به‌صورت مکعبی با انتخاب المان پوسته انجام شده است. لازم به ذکر است که از تعداد چهار عملگر پیزوالکتریک با فواصل یکسان بر روی دهانه میانی بال مستطیلی و همچنین برای بال سه‌بعدی در تحلیل‌های پیش رو استفاده شده است (شکل ۴ را ببینید).



شکل ۴: هندسه و چیدمان وصله‌های پیزوالکتریک بر روی بال مستطیلی

شکل مودها و فرکانس‌های طبیعی بال آلومینیومی بدون وصله و با در نظر گرفتن وصله‌ها بر روی بال آلومینیومی با استفاده از تحلیل مودال در نرم‌افزار ABAQUS برای پنج مود اول ارتعاش در شکل ۵ نشان داده شده‌اند. همان‌طور که در شکل ۵ برای بال تنها و بال به همراه وصله‌های پیزوالکتریک نشان داده شده، در مود اول، فرکانس طبیعی کوچک بوده و شکل مود یک تاب کوچک دارد. در مود دوم، فرکانس طبیعی بیشتر شده و شکل مود بال یک خمشی

۳-۲- تحلیل مودال بال معادل مستطیلی با اتصال وصله‌های پیزوالکتریک و بدون در نظر گرفتن آنها

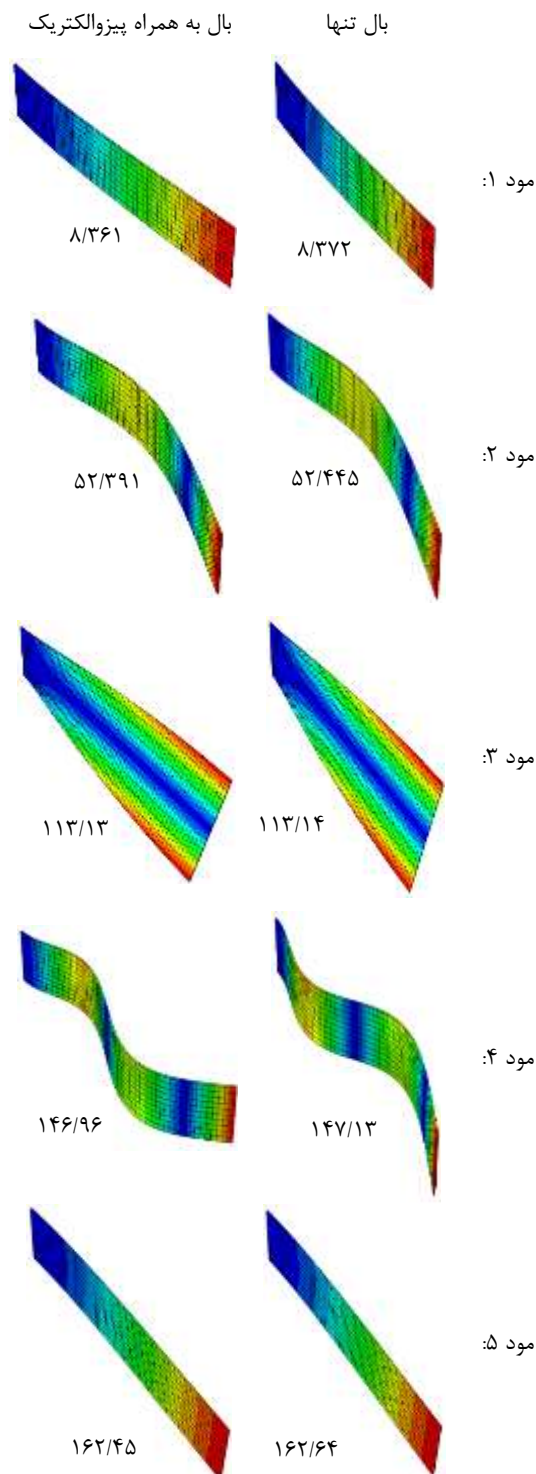
بال معادل یک مستطیل با ابعاد $0.1 \text{ m} \times 0.07 \text{ m}$ است. همچنین وصله‌های پیزوالکتریک دارای ابعاد (عرض $\times$ طول) $0.002 \text{ m} \times 0.047 \text{ m}$ و ضخامت 0.003 mm است. لازم به ذکر است که بال معادل از ماده آلومینیوم با مشخصات مکانیکی $\rho = 2700 \text{ kg/m}^3$ و $E = 70 \text{ GPa}$ در نظر گرفته شده است. مشخصات مکانیکی ماده پیزوالکتریک وصله‌ها در جدول ۲ ارائه شده است [۲۱].

جدول ۲: مشخصات مکانیکی و هندسی ماده پیزوالکتریک وصله‌ها

مقدار	کمیت (واحد)
۷۸۰۰	$\rho \text{ (kg/m}^3\text{)}$
۶۰/۶۱	$E_1 \text{ (GPa)}$
۶۰/۶۱	$E_2 \text{ (GPa)}$
۴۰/۳۱	$E_3 \text{ (GPa)}$
۰/۲۰۹	ν_{12}
۰/۵۱۲	ν_{13}
۰/۵۱۲	ν_{23}
۲۳/۵	$G_{12} \text{ (GPa)}$
۲۳	$G_{13} \text{ (GPa)}$
۲۳	$G_{23} \text{ (GPa)}$
۰/۰۰۲	عرض $w_p \text{ (m)}$
۳e-۶	ضخامت $t_p \text{ (m)}$
۰/۰۰۴۷	طول $l_p \text{ (m)}$
-۲۷۴e-۱۲	ثابت شارژ $d_{31} \text{ (m/v)}$
۱۱۵e-۹	ظرفیت الکتریکی $c_p \text{ (nF)}$

^۱ Tie

کربن - اپوکسی استفاده شده است. مشخصات مکانیکی این لایه‌های مرکب در جدول ۴ ارائه شده‌اند [۲۲].



شکل ۵: شکل مودها و فرکانس‌های طبیعی بر حسب Hz برای بال آلومینیومی و بال آلومینیومی به همراه وصله‌های پیزوالکتریک

RONCZ LOW DRAG FLYING WING AIRFOIL - RonczMarske-7 low drag flying wing airfoil



شکل ۶: مقطع ایرفویل رونکز

کوچک دارد. در مود سوم، فرکانس طبیعی نسبت به فرکانس طبیعی دوم تقریباً دوبرابر شده و شکل مود بال یک پیچش کوچک دارد. در مود چهارم فرکانس طبیعی افزایش یافته و شکل مود بال در دونقطه خمش دارد. در مود پنجم مقدار فرکانس طبیعی افزایش یافته و شکل مود یک پیچش کوچک دارد. از تحلیل انجام شده در مودهای پیچشی مرتبه بالاتر نیز مشاهده گردید که به دلیل آنکه ابعاد اثر وصله‌های پیزوالکتریک کوچک است می‌تواند اثر آنها در ارتعاشات بال در نظر گرفته نشود.

۳-۳- مدل سازی و تحلیل مودال بال مرکب سه‌بعدی

شکل مقطع بال مدل سازی شده، مقطع ایرفویل رونکز^۲ است. این ایرفویل با ویژگی داشتن نیروی پسای اندک برای بال هواپیماهای سبک کاربرد دارد. این ایرفویل در شکل ۶ نشان داده شده است. لازم به ذکر است که مطابق با نتایج تحلیل فرکانسی انجام شده در بخش ۳-۲ (شکل ۵ را ببینید)، وصله‌های پیزوالکتریک به دلیل دارا بودن ابعاد بسیار کوچک نسبت به بال در تعیین فرکانس‌های طبیعی و شکل مودها در طراحی قطعه اصلی به منظور ساده سازی در نظر گرفته نشده‌اند. مشخصات هندسی بال مورد بررسی در جدول ۳ ارائه شده است. بال موردنظر ابتدا در نرم افزار SolidWorks طراحی شده سپس به نرم افزار ABAQUS انتقال یافته و در آنجا مورد تحلیل قرار گرفته است. نمای سه بعدی بال طراحی شده در نرم افزار SolidWorks در شکل ۷-الف نشان داده شده است. بال موردنظر دارای دو اسپار از جنس خود بال است (شکل ۷-ب را ببینید).

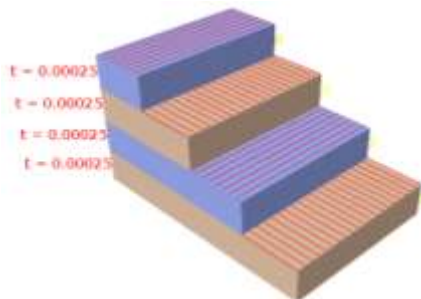
جدول ۳: مشخصات هندسی بال مدل سازی شده

پارامتر هندسی	مقدار (واحد)
وتر ریشه بال	۰/۲۵ (m)
وتر نوک بال	۰/۰۷ (m)
طول نصف دهانه بال	۰/۶ (m)
ایرفویل ریشه بال	Roncz
ایرفویل نوک بال	Roncz
مکان اسپار جلویی (% از طول وتر)	۲۰٪
مکان اسپار عقبی (% از طول وتر)	۶۵٪

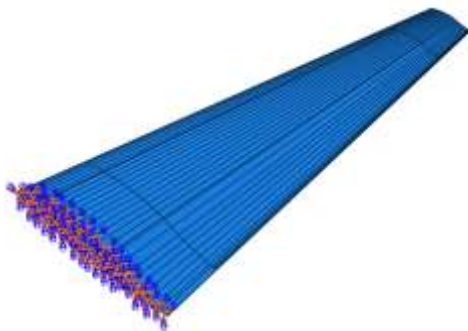
برای تحلیل مودال بال مرکب و مقایسه نتایج از سه نوع ماده مرکب در لایه چینی‌ها شامل کولار - اپوکسی، بازالت - اپوکسی و

^۲ Roncz

انجام می‌شود. سپس با تعیین تحلیل مودال و تعداد شکل مود مورد نیاز برای بررسی، راه حل تحلیل مشخص می‌گردد. باتوجه به انجام تحلیل فرکانسی، نیرویی به جسم اعمال نمی‌گردد. همچنین شرایط مرزی بال به صورت یک سر گیردار است (شکل ۹ را ببینید).



شکل ۸: نمایش لایه‌چینی و ضخامت لایه‌ها در پوسته بال مرکب



شکل ۹: اعمال شرایط مرزی بر روی مدل سه بعدی بال

برای شبکه‌بندی مش‌بندی بال، به دلیل داشتن سطح‌های دارای انحنا در ماژول مش ABAQUS، از روش مش‌بندی جاروب با روش top-down برای تولید مش استفاده شده است. نوع المان به صورت پوسته انتخاب شده است. این المان در هر گره دارای چهار درجه آزادی است. انتخاب این نوع المان به دلیل شکل انحنادار بال به صورت پوسته با ضخامت معین است. در شکل ۱۰، مدل شبکه‌بندی شده بال نشان داده شده است.

در شکل‌های ۱۱ تا ۱۴، به ترتیب برای بال آلومینیومی، بال مرکب بازالت - اپوکسی، بال مرکب کولار - اپوکسی و بال مرکب کربن - اپوکسی، شکل مودها و فرکانس‌های طبیعی به دست آمده از تحلیل مودال برای شش مود اول نشان داده شده‌اند.



(الف)



(ب)

شکل ۱۱: (الف) - مدل سه بعدی بال، (ب) - نمای برش داده شده از بال و دو اسپار آن

جدول ۴: مشخصات مکانیکی لایه‌های کامپوزیتی [۲۲]

مشخصه	کولار - اپوکسی	بازالت - اپوکسی	کربن - اپوکسی
$\rho \text{ (kg/m}^3\text{)}$	۱۳۰۰	۱۶۴۲	۱۷۵۰
$E_1 \text{ (GPa)}$	۲۲	۱۵	۹۸
$E_T \text{ (GPa)}$	۲۲	۱۵	۹۸
$E_{rT} \text{ (GPa)}$	۱۲	۸	۳۷
ν_{12}	۰/۰۶	۰/۰۴	۰/۰۶
ν_{13}	۰/۲۲	۰/۱۸	۰/۲۱
ν_{23}	۰/۲۲	۰/۱۸	۰/۲۱
$G_{12} \text{ (GPa)}$	۲/۵	۳/۴	۲۱
$G_{13} \text{ (GPa)}$	۲/۲	۳	۱۸
$G_{23} \text{ (GPa)}$	۲/۲	۳	۱۸

چیدمان لایه‌های مرکب برای سه نمونه بال از سه نوع ماده مرکب (جدول ۴) با هندسه یکسان دارای زوایای لایه‌چینی 0° و 90° بوده و هر نمونه دارای چهار لایه است. ضخامت هر لایه ۰/۲۵ mm است. نمایی از نحوه جهت‌گیری و ضخامت لایه‌ها در شکل ۸ نشان داده شده است.

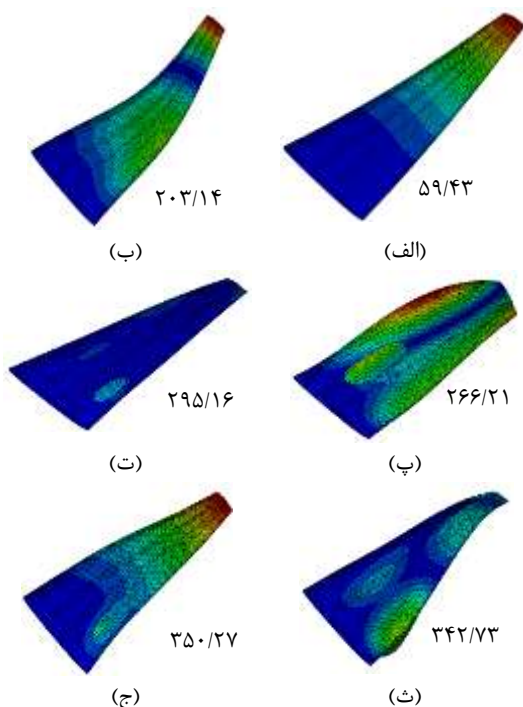
به منظور وارد کردن خواص مواد مرکب لایه‌ای در قسمت انتخاب نوع ماده، تک لایه^۲ انتخاب شده است. برای وارد کردن خواص مکانیکی مواد مرکب ارتوتروپ، در قسمت نوع ماده، ثابت‌های مهندسی وارد شده‌اند. با وارد کردن مدل تک‌قطعه بال مونتاژ آن

^۲ Lamina

شکل ۱۰: مدل شبکه‌بندی شده بال سه‌بعدی

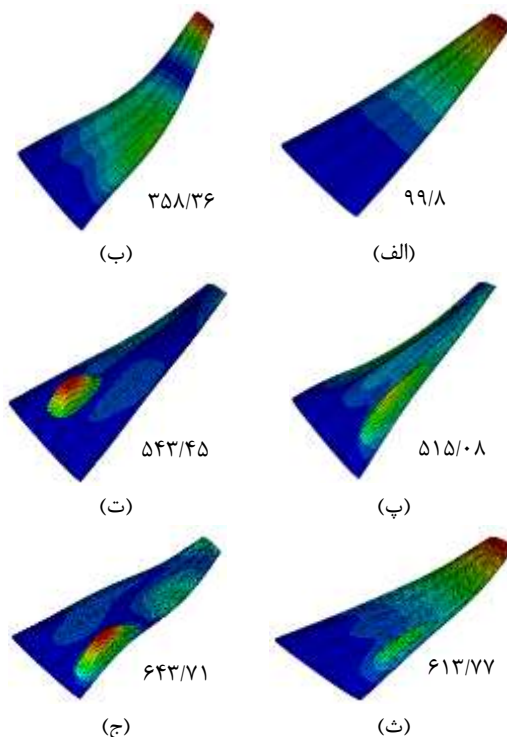
با توجه شکل ۱۱، مشاهده می‌شود که شکل مود اول بال آلومینیومی به صورت خمشی بوده و در فرکانس طبیعی ۹۹/۸ Hz صورت می‌گیرد. در این مود، جابه‌جایی بیشینه در نوک بال ایجاد شده که با نزدیک شدن به ریشه بال، جابه‌جایی کاهش می‌یابد. شکل مود دوم با فرکانس طبیعی ۳۵۸/۳۶ Hz به صورت خمشی است و جابه‌جایی بیشینه همچنان در نوک بال است البته مقدار آن کمتر از مود اول است. شکل مود سوم با فرکانس طبیعی ۵۱۵/۰۸ Hz به صورت پیچشی بوده و جابه‌جایی بیشینه در نقاطی از لبه حمله و لبه فرار بال است. در مود چهارم با فرکانس طبیعی ۵۴۳/۴۵ Hz، شکل مود دارای کمی پیچش است و جابه‌جایی بیشینه در مکانی تقریباً نزدیک به سمت ریشه بال اتفاق می‌افتد. مود پنجم با فرکانس طبیعی ۶۱۳/۷۷ Hz صورت می‌گیرد که در آن جابه‌جایی بیشینه در نوک بال و به صورت خمشی بوده که با نزدیک شدن به ریشه بال، مقدار جابه‌جایی کاهش می‌یابد. البته در این شکل مود، یک پیچش کوچک در مکانی نزدیک به ریشه بال و بر روی لبه حمله ایجاد شده است. در شکل مود ششم، یک خمش تقریباً سینوسی مانند در شکل مود رخ داده که نقاط جابه‌جایی بیشینه در قله خمش‌های سینوسی است. مود ششم در فرکانس طبیعی ۶۳۴/۷۱ Hz رخ داده است.

از شکل ۱۲ مشاهده می‌شود که مود اول بال مرکب بازالت - اپوکسی در فرکانس طبیعی ۵۹/۴۳ Hz هرتز صورت می‌گیرد که نسبت به بال آلومینیومی مقدار آن کمتر است و در آن جابه‌جایی بیشینه در نوک بال و به صورت خمشی بوده که با نزدیک شدن به ریشه بال، جابه‌جایی کاهش می‌یابد. در مود دوم جابه‌جایی بیشینه همچنان در نوک بال است البته مقدار آن کمتر است، همچنین شکل مود دوم به صورت خمشی است. فرکانس طبیعی مود دوم تقریباً چهار برابر فرکانس طبیعی مود اول است. در مود سوم، شکل مود به صورت پیچشی بوده و جابه‌جایی بیشینه در نقاطی از لبه حمله و بیشتر در لبه فرار بال است. در مود چهارم، شکل مود دارای کمی پیچش است و مقدار جابه‌جایی بیشینه بسیار اندک است. مود پنجم در فرکانس طبیعی ۳۴۲/۷۳ Hz صورت می‌گیرد که در آن یک خمش تقریباً سینوسی مانند در شکل مود رخ داده است. جابه‌جایی بیشینه این شکل مود بر روی یکی از قله‌های سینوسی است. در شکل مود ششم، یک پیچش کوچک در شکل مود رخ داده است که نقاط جابه‌جایی بیشینه در نوک بال است. مود ششم در فرکانس طبیعی ۳۵۰/۲۷ Hz رخ داده که تقریباً نصف فرکانس طبیعی ششم در نمونه آلومینیومی است.



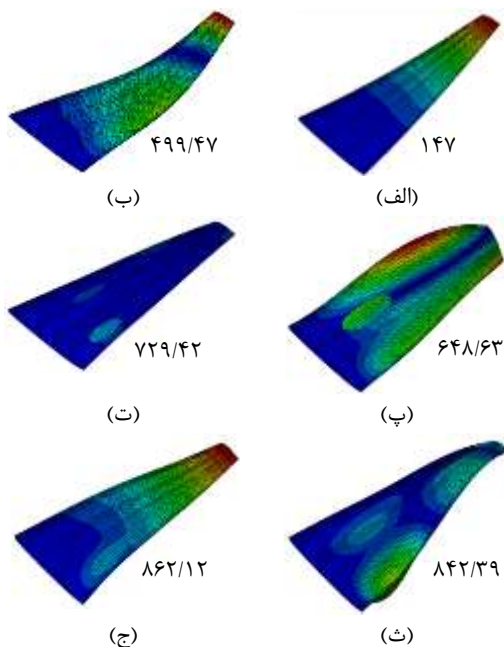
شکل ۱۲: شکل مودها و فرکانس‌های طبیعی بال مرکب بازالت - اپوکسی برحسب Hz، (الف) مود ۱، (ب) مود ۲، (پ) مود ۳، (ت) مود ۴، (ث) مود ۵، (ج) مود ۶

از شکل ۱۳ مشاهده می‌شود که مود اول بال مرکب کولار - اپوکسی با فرکانس طبیعی ۵۹/۴۳ Hz هرتز صورت می‌گیرد که نسبت به بال آلومینیومی پایین‌تر بوده به طوری مقدار آن برابر با مود اول بال مرکب کولار - اپوکسی است و در آن جابه‌جایی



شکل ۱۱: شکل مودها و فرکانس‌های طبیعی بال آلومینیومی برحسب Hz، (الف) مود ۱، (ب) مود ۲، (پ) مود ۳، (ت) مود ۴، (ث) مود ۵، (ج) مود ۶

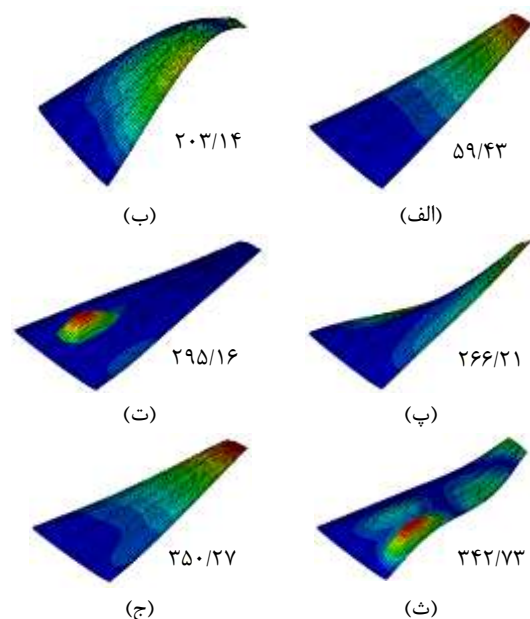
خمشی است. فرکانس طبیعی دوم $499/47$ Hz تقریباً سه و نیم برابر فرکانس طبیعی اول آن است. در مود سوم با فرکانس طبیعی دوم $648/63$ Hz، شکل مود به صورت پیچشی بوده و جابه‌جایی بیشینه در نقاطی از لبه حمله و بیشتر در لبه فرار بال است. در مود چهارم با فرکانس طبیعی $729/42$ Hz، شکل مود دارای کمی پیچش است و مقدار جابه‌جایی بیشینه در آن بسیار کم است. مود پنجم با فرکانس طبیعی $842/39$ Hz صورت می‌گیرد که در آن یک خمش تقریباً سینوسی مانند در شکل مود رخ داده است. جابه‌جایی بیشینه این شکل مود بر روی یکی از قله‌های سینوسی است. در شکل مود ششم، یک پیچش کوچک در شکل مود رخ داده است که نقاط جابه‌جایی بیشینه در نوک بال است. مود ششم بال مرکب کربن - اپوکسی در فرکانس طبیعی $862/12$ Hz رخ داده است که تقریباً 200 Hz بیشتر از فرکانس طبیعی ششم در نمونه بال آلومینیومی است.



شکل ۱۴: شکل مودها و فرکانس‌های طبیعی بال مرکب کربن - اپوکسی برحسب Hz، (الف) مود ۱، (ب) مود ۲، (پ) مود ۳، (ت) مود ۴، (ث) مود ۵، (ج) مود ۶

باتوجه به نتایج ارائه شده در بالا، بال مرکب کربن - اپوکسی دارای فرکانس‌های طبیعی بالاتری نسبت به بال آلومینیومی است که در نتیجه بال در فرکانس‌های بالاتری را بدون آسیب داشته باشد. لازم به ذکر است که حجم کل بال $2/19 \times 10^{-4} \text{ m}^3$ است وزن بال مرکب بازالت - اپوکسی، کولار - اپوکسی و بال مرکب کربن - اپوکسی به ترتیب برابر با $0/359 \text{ kg}$ ، $0/284 \text{ kg}$ و $0/383 \text{ kg}$ است. همچنین، وزن بال آلومینیومی باتوجه به بالاتر بودن چگالی آن نسبت به کامپوزیت‌ها $0/66 \text{ kg}$ است. با مقایسه وزن‌های بال می‌توان نتیجه گرفت که هرچند بال مرکب بازالت - اپوکسی و بال مرکب کولار -

بیشینه در نوک بال و به صورت خمشی بوده که با نزدیک شدن به ریشه بال، جابه‌جایی بیشینه کاهش می‌یابد. در مود دوم جابه‌جایی بیشینه همچنان در نوک بال است البته مقدار آن کمتر است، همچنین شکل مود دوم به صورت خمشی است. فرکانس طبیعی دوم این بال تقریباً چهار برابر فرکانس طبیعی اول آن است. در مود سوم، شکل مود به صورت پیچشی بوده و جابه‌جایی بیشینه در نقاطی از لبه حمله و بیشتر در لبه فرار بال است. در مود چهارم، شکل مود دارای کمی پیچش است و جابه‌جایی بیشینه در بخشی نزدیک به ریشه بال است. مود پنجم با فرکانس طبیعی $342/73$ Hz صورت می‌گیرد که در آن یک خمش تقریباً سینوسی مانند در شکل مود رخ داده است. جابه‌جایی بیشینه این شکل مود بر روی یکی از قله‌های سینوسی است. در شکل مود ششم، یک پیچش کوچک در شکل مود رخ داده است که نقاط جابه‌جایی بیشینه در نوک بال است. مود ششم در فرکانس طبیعی $350/27$ Hz رخ داده است که تقریباً نصف فرکانس طبیعی ششم در نمونه آلومینیومی است.

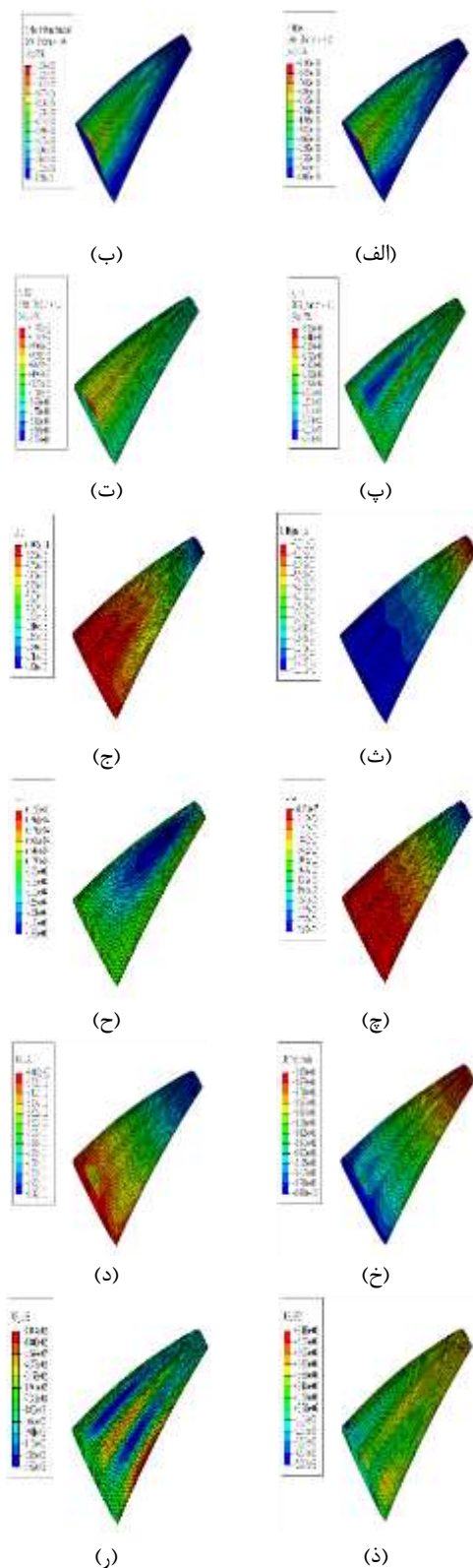


شکل ۱۳: شکل مودها و فرکانس‌های طبیعی بال مرکب کولار - اپوکسی برحسب Hz، (الف) مود ۱، (ب) مود ۲، (پ) مود ۳، (ت) مود ۴، (ث) مود ۵، (ج) مود ۶

از شکل ۱۴ مشاهده می‌شود که مود اول بال مرکب کربن - اپوکسی با فرکانس طبیعی 147 Hz صورت می‌گیرد که نسبت به بال آلومینیومی، مرکب کولار - اپوکسی و مرکب بازالت - اپوکسی بسیار بالاتر است و البته شکل آن مشابه مود اول در بال مرکب کولار - اپوکسی و بال مرکب بازالت - اپوکسی است. از سوی دیگر، جابه‌جایی بیشینه در نوک بال و به صورت خمشی بوده که با نزدیک شدن به ریشه بال، جابه‌جایی بیشینه کاهش می‌یابد. در مود دوم جابه‌جایی بیشینه همچنان در نوک بال است البته مقدار آن کمتر است، همچنین شکل مود دوم به صورت

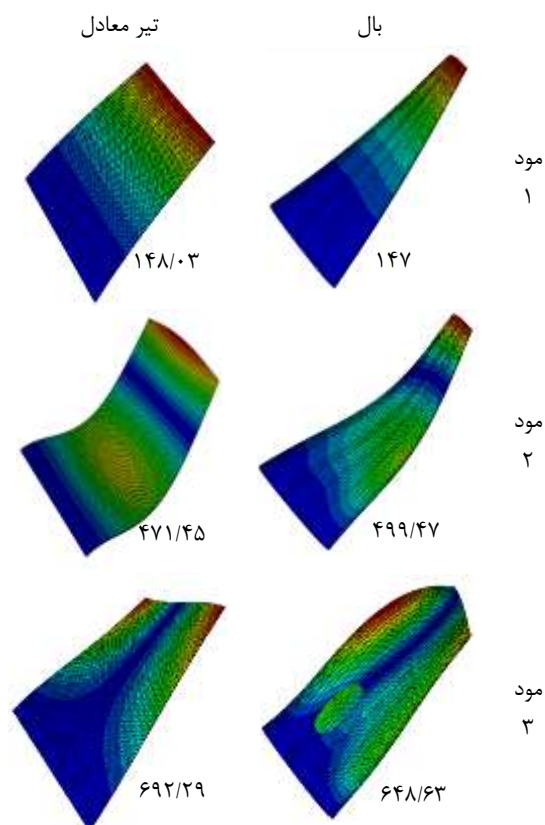
از شکل ۱۶-الف و ۱۷-الف مشاهده می‌شود وضعیت توزیع تنش (σ_e) مشابه یکدیگر بوده و مکان بروز بیشینه تنش در مرکز ایرفویل و در منطقه اتصال بال به بدنه است به‌طوری در بال آلومینیومی و بال مرکب کربن - اپوکسی مقدار بیشینه تنش به ترتیب برابر با ۹/۱۹ MPa و ۷/۹۴ MPa است. از شکل ۱۶-ب و ۱۷-ب مشاهده می‌شود که وضعیت توزیع کرنش کل (ϵ_T) برای بال آلومینیومی و بال مرکب کربن - اپوکسی مشابه یکدیگر بوده

سوم، شکل مود بال و تیر معادل یک پیچش کوچک دارند. لازم به ذکر است که اختلاف نسبی برحسب درصد بین فرکانس‌های طبیعی بال مرکب کربن - اپوکسی با لایه‌چینی (۰،۰،۰،۰) نسبت به تیر معادل برای سه مود اول، دوم و سوم به ترتیب عبارت‌اند از ۰،۰۷، ۵/۶۱ و ۴/۶۰.



تقریباً در همه قسمت‌ها برابر بوده و مقدار اختلاف عددی آنها تقریباً برابر است. باتوجه به شکل ۱۶-ت و ۱۷-ت مشاهده می‌شود که توزیع کرنش اصلی دوم ϵ_{22} در هر دو بال مشابه بوده و مقدار عددی آنها اختلاف زیادی دارند. باتوجه به شکل ۱۶-ث و ۱۷-ث مشاهده می‌شود که توزیع جابه‌جایی کل u در هر دو بال مشابه بوده به‌طوری بیشینه جابه‌جایی کل مربوط به نوک بال بوده که مقدار آن به ترتیب برای بال آلومینیومی و بال مرکب کربن - اپوکسی برابر با $7/4$ cm و $5/4$ cm است؛ یعنی بال آلومینیومی حدود 2 cm جابه‌جایی بیشینه بیشتری دارد. باتوجه به شکل ۱۶-ج و ۱۷-ج مشاهده می‌شود که در هر دو بال جابه‌جایی در جهت x (u_1) دارای توزیع مشابهی بوده و مقدار آن در بال‌ها بسیار کوچک و نزدیک به یکدیگر است. باتوجه به شکل ۱۶-چ و ۱۷-چ مشاهده می‌شود که در هر دو بال جابه‌جایی در جهت y (u_2) مشابه بوده و مقدار آن برای بال آلومینیومی 2 cm بیشتر است. باتوجه به شکل ۱۶-ح و ۱۷-ح مشاهده می‌شود که در هر دو بال جابه‌جایی در جهت z (u_3) کوچک بوده؛ ولی در بال آلومینیومی مقدار آن مشهودتر است. باتوجه به شکل ۱۶-خ و ۱۷-خ مشاهده می‌شود که توزیع جابه‌جایی پیچشی u_r در هر دو بال مشابه بوده به‌طوری بیشترین جابه‌جایی پیچشی مربوط به قسمت نوک بال است و مقدار آن برای بال آلومینیومی و بال مرکب کربن - اپوکسی به ترتیب برابر با $2/05$ و $1/52$ است به‌طوری مقدار آن در بال آلومینیومی بیشتر است. همچنین، باتوجه به شکل ۱۶-د و ۱۷-د مشاهده می‌شود که جابه‌جایی پیچشی حول محور x (u_{r1}) در هر دو بال مشابه بوده؛ ولی مقدار آن در بال آلومینیومی حدود 5 cm بیشتر است. باتوجه به شکل ۱۶-ذ و ۱۷-ذ مشاهده می‌شود که توزیع جابه‌جایی پیچشی حول y (u_{r2}) در هر دو بال مشابه بوده؛ ولی مقدار عددی آن در بال آلومینیومی بالاتر است. همچنین، باتوجه به شکل ۱۶-ر و ۱۷-ر مشاهده می‌شود که جابه‌جایی پیچشی حول z (u_{r3}) در هر دو بال مشابه بوده؛ ولی مقدار آن در بال آلومینیومی حدود $2/5$ cm بیشتر است. باتوجه به بالاتر بودن میزان تنش، کرنش‌ها و جابه‌جایی‌ها در بال آلومینیومی، آشکار است که استحکام بال کامپوزیتی بیشتر بوده و در مقابل واردشدن نیرو به‌طور مناسب‌تری قادر به مقاومت در برابر بارگذاری اعمالی است. برای استخراج قوانین کنترلی برای بال توسط عملگرهای پیزوالکتریک نیز از مدل ساده شده تیر معادل استفاده می‌شود. برای انجام این کار نشان داده می‌شود که فرکانس‌های طبیعی و شکل مودهای تیر معادل با اختلاف اندکی مشابه فرکانس‌های طبیعی و شکل مودهای بال سه‌بعدی است. شکل ۱۸ نشان‌دهنده مقایسه فرکانس‌های طبیعی و شکل مودهای تیر معادل و بال است. همان‌طور که از شکل ۱۸ مشاهده می‌شود، در مود اول، شکل مود بال و تیر معادل آن، یک تاب کوچک دارند. در مود دوم، شکل مود بال و تیر معادل یک خمش کوچک دارند. در مود

در این پژوهش برای شبیه‌سازی رفتار دینامیکی بال از کد تهیه شده به کمک جعبه‌ابزار Simulink نرم‌افزار Matlab استفاده شده است. مشخصات هندسی و مکانیکی بال معادل مستطیلی (تیر) در جدول ۶ ارائه شده‌اند. در این جدول، $A_b = t_b \times w_b$ و $I_b = w_b \times t_b^3 / 12$ هستند.



شکل ۱۸: مقایسه فرکانس‌های طبیعی و شکل مودهای بال مرکب کربن - اپوکسی با لایه‌چینی (۰،۰،۰) و تیر معادل

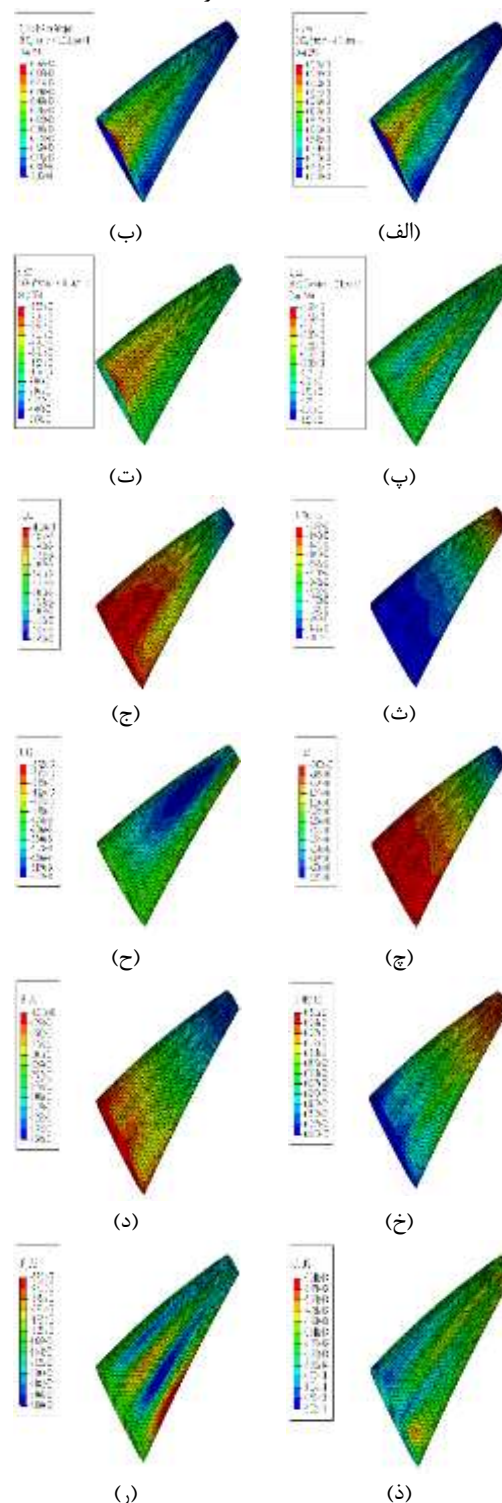
جدول ۶: مشخصات هندسی و خواص مکانیکی بال معادل

مقدار	کمیت (واحد)
۰/۰۲۳۵	طول l_b (m)
۰/۰۱۳۵۳۶	عرض w_b (m)
۷/۲e-۵	ضخامت t_b (m)
۱۷۵۰	چگالی ρ_b (kg/m^3)
۹۸	مدول یانگ E_b (GPa)
۹/۷۵e-۵	مساحت A_b (m^2)
۴/۲e-۱۶	ممان اینرسی I_b (m^4)

۴-۱- طراحی کنترل‌کننده PID

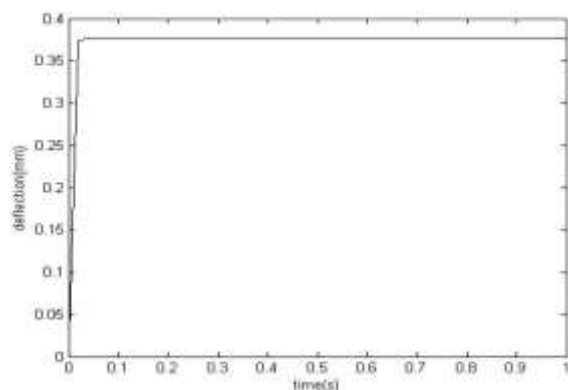
با استفاده از کد تهیه شده در نرم‌افزار Matlab/Simulink بر اساس روابط ارائه شده در بخش ۲، ضرایب کنترلی موردنیاز به دست می‌آیند که از آنها برای طراحی کنترل‌کننده PID حلقه باز

شکل ۱۶: نتایج تحلیل سازه‌ای بال آلومینیومی، (الف) - σ_e ، (ب) - ε_T ، (پ) - ε_{11} ، (ت) - ε_{22} ، (ث) - u_1 ، (ج) - u_2 ، (چ) - u_3 ، (خ) - u_r ، (د) - u_{r1} ، (ذ) - u_{r2} ، (ر) - u_{r3}

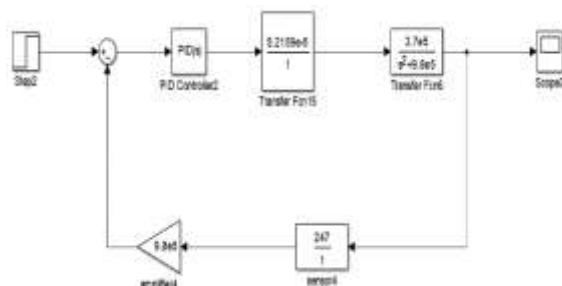


شکل ۱۷: نتایج تحلیل سازه‌ای بال مرکب کربن - اپوکسی، (الف) - σ_e ، (ب) - ε_T ، (پ) - ε_{11} ، (ت) - ε_{22} ، (ث) - u_1 ، (ج) - u_2 ، (چ) - u_3 ، (خ) - u_r ، (د) - u_{r1} ، (ذ) - u_{r2} ، (ر) - u_{r3}

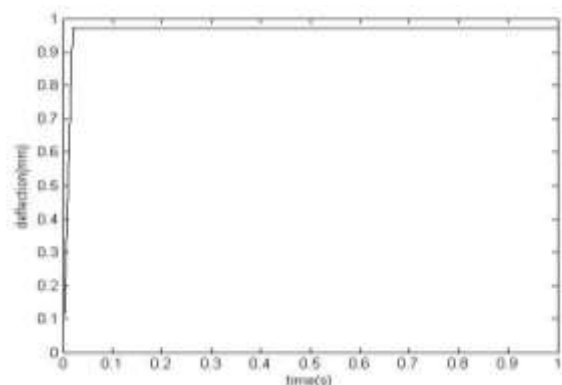
۴- شبیه‌سازی کنترل ارتعاشات بال مرکب همراه با وصله‌های پیزوالکتریک



شکل ۲۰: نمودار پاسخ جابه‌جایی نوک بال به نیروی پله واحد

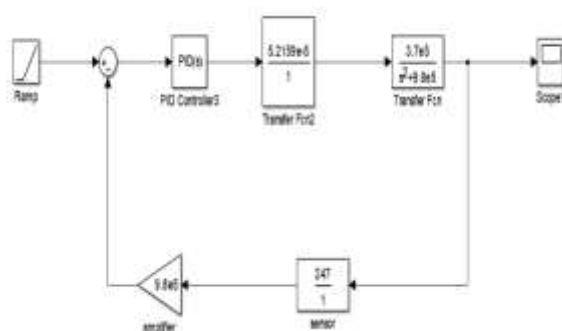


شکل ۲۱: نمودار بلوکی حلقه بسته سیستم بال همراه با کنترل کننده PID و ورودی پله واحد



شکل ۲۲: پاسخ نمودار بلوکی حلقه بسته سیستم همراه با کنترل کننده PID به ورودی پله واحد

در شکل ۲۳ نمودار بلوکی حلقه بسته سیستم همراه با کنترل کننده PID و ورودی رمپ و در شکل ۲۴ پاسخ سیستم همراه با کنترل کننده PID به ورودی رمپ نشان داده شده‌اند.



و حلقه بسته سیستم بال معادل (تیر مستطیلی) استفاده شده است. ابتدا با استفاده از قواعد تنظیم زیگلر - نیکلز، بر اساس بهره بحرانی K_{cr} و زمان تناوب بحرانی P_{cr} ، بهره‌های کنترلی PID به صورت زیر تعیین می‌گردند [۲۳]

$$K_{cr} = 42.1, P_{cr} = 0.408, K_p = 0.6K_{cr} = 25.26,$$

$$T_i = 0.5P_{cr} = 4.31, T_d = 0.125P_{cr} = 0.051,$$

با استفاده از روابط (۱۳)، (۱۷)، (۱۹) و (۲۰)، برای چهار عملگر پیزوالکتریک قرار گرفته بر روی تیر در موقعیت‌های $x_1 = 0.0047$ ، $x_2 = 0$ ، $x_3 = 0.0141$ و $x_4 = 0.0141 + l_p$ با اعمال بار در $x = l_b$ ، کد m فایل تهیه شده برای محاسبه تابع تبدیل عملگر و تیر G_{zf} ، تابع تبدیل حسگر G_{vpz} ، تابع تبدیل ولتاژ کنترلی به نیرو G_{fva} و بهره کنترلی G ، اجرا شد و مقادیر مربوط به هر یک از آنها به صورت زیر به دست آمده است

$$G_{zf} = 3.7e5 / (s^2 + 9.8e5), G_{vpz} = 247,$$

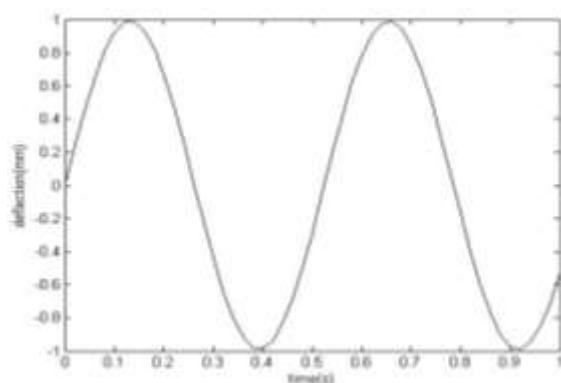
$$G_{fva} = -5.2159e-5, G = 9.8e5,$$

سپس، نمودارهای پاسخ حلقه باز و حلقه بسته سیستم به ورودی‌های پله واحد، رمپ و سینوسی رسم شده و با یکدیگر مقایسه شده‌اند. در شکل ۱۹ نمودار بلوکی حلقه باز سیستم برای تعیین پاسخ مدار که بیانگر میزان جابه‌جایی نوک بال تحت تأثیر نیروی خارجی به صورت پله واحد است نشان داده شده است. در شکل ۲۰ نمودار پاسخ جابه‌جایی مدل حلقه باز سیستم یعنی جابه‌جایی حلقه باز نوک بال به نیروی پله واحد به عنوان ورودی نشان داده شده است. مطابق نمودار نمایش داده شده، با اعمال و ورود نیروی پله واحد جابه‌جایی کم بوده و میزان جابه‌جایی مطلوب نمی‌باشد.

در شکل ۲۱، نمودار بلوکی حلقه بسته سیستم همراه با کنترل کننده PID و ورودی پله نشان داده شده و در شکل ۲۲، پاسخ سیستم همراه با کنترل کننده PID به ورودی پله واحد نشان داده شده است.



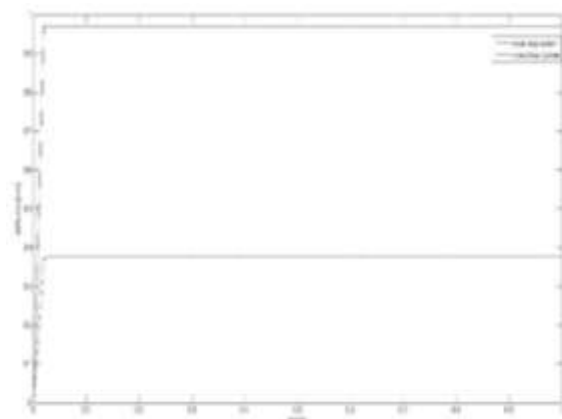
شکل ۱۹: نمودار بلوکی حلقه باز سیستم بال با ورودی پله واحد



شکل ۲۳: پاسخ نمودار بلوکی حلقه بسته سیستم همراه با کنترل کننده PID و ورودی رمپ

در شکل ۲۵، نمودارهای پاسخ حلقه باز و حلقه بسته سیستم به ورودی سینوسی برای مقایسه نشان داده شده‌اند. همان‌طور که از شکل ۲۸ مشاهده می‌شود پاسخ نمودار حلقه باز سیستم در حدود 0.3 mm است درحالی‌که پاسخ حلقه بسته سیستم همراه با کنترل کننده PID بسیار نزدیک به جابه‌جایی تعیین شده یعنی همان 1 mm است.

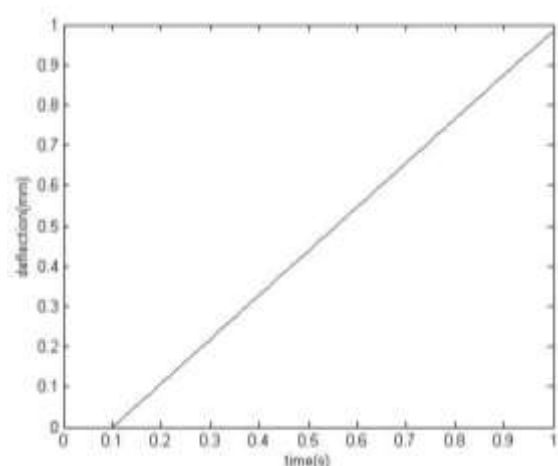
در شکل ۲۹ نمودارهای پاسخ حلقه باز و حلقه بسته سیستم به ورودی رمپ برای مقایسه نشان داده شده‌اند. از این شکل مشاهده می‌شود که پاسخ نمودار حلقه باز سیستم در حدود 0.35 mm است درحالی‌که پاسخ حلقه بسته سیستم همراه با کنترل کننده PID بسیار نزدیک به جابه‌جایی تعیین شده یعنی همان 1 mm است.



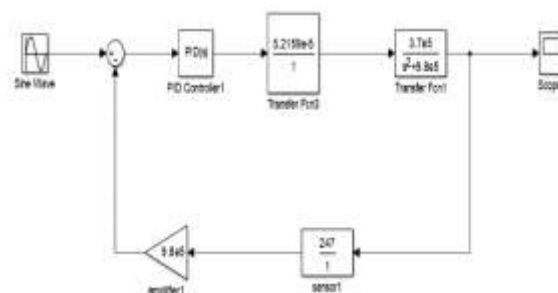
شکل ۲۴: پاسخ نمودار بلوکی حلقه بسته سیستم همراه با کنترل کننده PID و ورودی رمپ

در شکل ۲۵ نمودار بلوکی حلقه بسته سیستم بال همراه با کنترل کننده PID و ورودی سینوسی و در شکل ۲۶ نمودار پاسخ سیستم همراه با کنترل کننده PID به ورودی سینوسی نشان داده شده‌اند.

در شکل ۲۷ نمودارهای پاسخ حلقه باز و حلقه بسته سیستم به ورودی پله واحد برای مقایسه نشان داده شده‌اند. همان‌طور که از شکل ۲۷ مشاهده می‌شود، پاسخ نمودار حلقه باز سیستم در حدود 0.4 mm است درحالی‌که پاسخ حلقه بسته سیستم همراه با کنترل کننده PID بسیار نزدیک به جابه‌جایی تعیین شده یعنی همان 1 mm است.



شکل ۲۵: پاسخ نمودار بلوکی حلقه بسته سیستم همراه با کنترل کننده PID و ورودی رمپ



شکل ۲۶: پاسخ نمودار بلوکی حلقه بسته سیستم بال همراه با کنترل کننده PID و ورودی سینوسی

در شکل ۲۷ نمودارهای پاسخ حلقه باز و حلقه بسته سیستم به ورودی پله واحد برای مقایسه نشان داده شده‌اند. همان‌طور که از شکل ۲۸ مشاهده می‌شود پاسخ نمودار حلقه باز سیستم در حدود 0.35 mm است درحالی‌که پاسخ حلقه بسته سیستم همراه با کنترل کننده PID بسیار نزدیک به جابه‌جایی تعیین شده یعنی همان 1 mm است.

خلاصه‌ای از نتایج به‌دست‌آمده عبارت‌اند از:

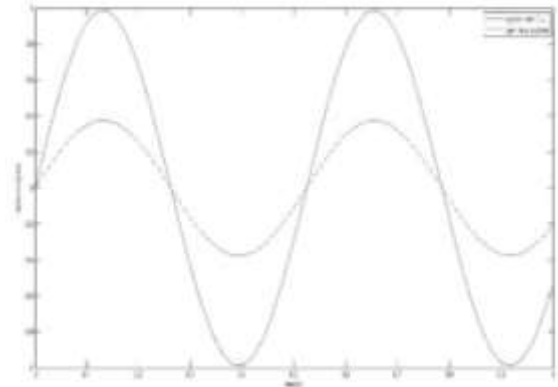
۱- بال مرکب ساخته شده از ماده کربن - اپوکسی دارای فرکانس‌های طبیعی بالاتری نسبت به بال آلومینیومی است به‌طوری‌که در فرکانس‌های بالاتری ارتعاش می‌کند و در نتیجه بال می‌تواند به سرعت‌های بالاتری بدون آسیب برسد.

۲- از مقایسه نتایج به‌دست‌آمده از تحلیل فرکانسی برای سه ماده مرکب (کربن - اپوکسی، کولار - اپوکسی و بازالت - اپوکسی) مشاهده می‌شود که ماده مرکب کربن - اپوکسی دارای فرکانس‌های طبیعی بالاتری نسبت به دو ماده مرکب دیگر بوده و مناسب‌ترین ماده مورد بررسی در این تحقیق است. دلیل کارایی مناسب ماده مرکب کربن - اپوکسی می‌تواند به دلیل نسبت مقاومت به وزن بالاتر و خواص میرایی آن باشد.

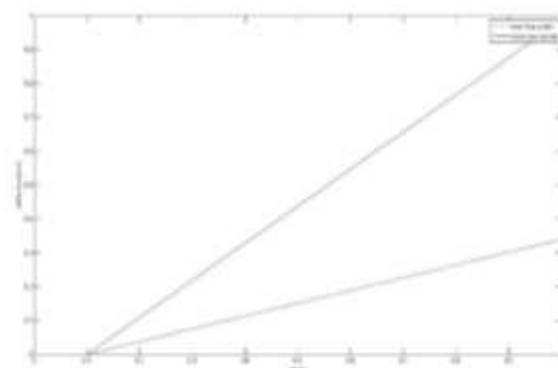
۳- نتایج به‌دست‌آمده از تحلیل سازه‌ای برای هر دو بال مرکب کربن - اپوکسی و آلومینیومی نشان دادند که توزیع تنش‌ها مشابه یکدیگر بوده و تمرکز تنش در مرکز ایرفویل و در منطقه مجاور به اتصال بال به بدنه است. همچنین تنش ایجاد شده در بال آلومینیومی از بال مرکب کربن - اپوکسی بیشتر است. علاوه بر این، نحوه توزیع کرنش‌ها نیز مشابه بوده البته کرنش در بال آلومینیومی مقدار بسیار بالاتری دارد. توزیع جابه‌جایی در هر دو بال مشابه بوده؛ ولی بال آلومینیومی دارای مقدار جابه‌جایی بیشتری است. باتوجه به بالاتر بودن میزان تنش، کرنش و جابه‌جایی‌ها در بال آلومینیومی، می‌توان نتیجه گرفت که استحکام بال ساخته شده از ماده مرکب کربن - اپوکسی بیشتر بوده و در مقابل وارد شدن نیرو بهتر مقاومت می‌نماید.

۴- نتایج عددی به‌دست‌آمده نشان دادند که با استفاده از کنترل‌کننده PID حلقه بسته در سرکوب ارتعاشات بال به‌عنوان مثال جابه‌جایی نوک بال هواپیما به ورودی‌های پله واحد، رمپ و سینوسی به ترتیب به میزان ۹۷٪، ۹۸٪ و ۱۰۰٪ کاهش یافته است.

در ادامه پژوهش کنونی پیشنهادهایی به شرح زیر مطرح می‌گردند: الف- باتوجه به ماهیت آیرودلاستیک بال‌های انعطاف‌پذیر و از آنجایی که تحلیل ارائه شده محدود به ارتعاشات سازه‌ای است و در آن برهم‌کنش با بارهای آیرودینامیکی در نظر گرفته نشده، می‌توان برای تعمیم نتایج به کاربردهای عملی در طراحی واقعی بال‌ها از مدل‌های آیرودلاستیک بال بهره گرفت، ب- مقایسه کارایی کنترل بر اساس روش کلاسیک کنترل PID نسبت به روش‌های جدید کنترل مانند کنترل‌کننده LQR یا کنترل H-infinity در مواجهه با عدم قطعیت‌های مدل، ب- بررسی مقاومت‌پذیری کنترل‌کننده PID با در نظر گرفتن سیگنال‌های اتفاقی و در شرایط عملی برای بال‌های هواپیما زمانی که اغتشاشاتی اتفاقی یا باند گسترده؛ مانند شرایط واقعی غیرتناوبی و یا همراه با نویز را تجربه می‌کند، ت- مدل‌سازی رفتار دینامیکی حلقه بسته بال هوشمند مبتنی بر عملگرهای



شکل ۲۸: مقایسه نمودارهای پاسخ حلقه باز و حلقه بسته به ورودی سینوسی



شکل ۲۹: مقایسه نمودارهای پاسخ حلقه باز و حلقه بسته سیستم به ورودی رمپ

کنترل‌کننده PID حلقه بسته سیستم بال مرکب به همراه وصله‌های عملگر پیزوالکتریک نشان داد که بال در برابر نیروهای اغتشاشی اعمالی شامل پله واحد، سینوسی و شیب‌دار به خوبی عمل کرده و پاسخ‌های مناسبی ارائه داده است به‌طوری‌که جابه‌جایی بال که به سبب آن تغییر زاویه حمله در بال هواپیما صورت می‌گیرد را به حداقل می‌رساند. از مقایسه کارایی پاسخ کنترل‌کننده PID حلقه بسته نسبت به کنترل‌کننده PID حلقه باز در سرکوب ارتعاشات بال مشاهده شد که میزان کاهش جابه‌جایی نوک بال به ورودی‌های پله واحد، سینوسی و رمپ به ترتیب به میزان ۲/۸، ۲/۵ و ۳ برابر بهبود یافته است. لازم به ذکر است هر چند که استفاده از کنترل‌کننده PID برای کاهش ارتعاشات نسبتاً محافظه کارانه به نظر می‌رسد، ولی به دلیل پاسخ مناسب و سادگی اعمال آن به سیستم تحت سیگنال‌های ورودی مختلف در بسیاری از پژوهش‌ها و کاربردهای واقعی به کار گرفته شده است به‌طوری‌که باعث شده PID بر سایر روش‌ها مانند روش‌های پیشرفته‌تر و عملیاتی‌تر مانند فیدبک نرخ کرنش SRF (حسگرهای پیزوالکتریک نرخ کرنش را اندازه‌گیری می‌کنند) ترجیح داده شود.

۵- نتیجه‌گیری

- [۶] Davis J. Control of the flexural axis of a wing with Piezoelectric actuation. *Journal of Aircraft*. ۲۰۱۵;۵۲(۲):۵۸۴-۵۹۴.
- [۷] Abdul-hussain Ali A, Mahmood HY, Saeed MW. Active vibration control of aircraft wing using Piezoelectric transducers. *International Journal of Scientific & Engineering Research*. ۲۰۱۶;۷(۵):۹۷۷-۹۸۴
- [۸] Wang X, Xia P. Active aeroelastic control of aircraft wings with piezo-composite. *International Journal of Computer Applications*. ۲۰۱۷;۱۵۷(۱۰):۳۰-۳۶.
- [۹] Ali AA, Saeed MW. Active vibration suppression of acrobatic aircraft wing by acceleration feedback controller. *International Journal of Computer Applications*. ۲۰۱۷;۱۵۷(۱۰):۳۰-۳۶.
- [۱۰] Birs IR, Folea S, Copot D, Ovidiu Prodan O, Muresan C-I. Comparative analysis and experimental results of advanced control strategies for vibration suppression in aircraft wings. *IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series*. ۲۰۱۷;۷۸۳:۰۱۲۰۵۴. DOI ۱۰.۱۰۸۸/۱۷۴۲-۶۵۹۶/۷۸۳/۱/۰۱۲۰۵۴
- [۱۱] Ali AA. Stability Improvement of an unmanned aerial vehicle's wing using active vibration control. *International Journal of Computer Applications*. ۲۰۱۷;۱۵۷(۱۰):۱۶-۲۱.
- [۱۲] Wang X, Zhou W, Guangbin Xun G, Wu Z. Dynamic shape control of Piezocomposite-actuated morphing wings with vibration suppression. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. ۲۰۱۷;:۱-۱۳. DOI ۱۰.۱۱۷۷/۱۰۴۵۳۸۹X۱۷۷۰۸۰۳۹
- [۱۳] Tsushima N, Su W. Flutter suppression for highly flexible wings using passive and active piezoelectric effects. *Aerospace Science and Technology*. ۲۰۱۷;۶۵:۷۸-۸۹. DOI ۱۰.۱۰۱۶/j.ast.۲۰۱۷.۰۲.۰۱۳
- [۱۴] Tsushima N, Su W. Concurrent active Piezoelectric control and energy harvesting of highly flexible multifunctional wings. *Journal of Aircraft*. ۲۰۱۷;۵۴(۲):۷۲۴-۷۳۶. DOI ۱۰.۲۵۱۴/۱.C.۰۳۳۸۴۶
- [۱۵] Wang X, Zho W, Xun G, Wu Z. Dynamic shape control of piezocomposite-actuated morphing wings with vibration suppression. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. ۲۰۱۸;۲۹(۳): DOI ۱۰.۱۱۷۷/۱۰۴۵۳۸۹X۱۷۷۰۸۰۳۹

پیزوالکتریک در مواجهه با تذبذب، ث- مدل سازی المان محدود و مقایسه با نتایج حاصل از تست تونل باد بال هوشمند مبتنی بر عملگرهای پیزوالکتریک، ج- مدل سازی رفتار دینامیکی حلقه بسته بال هوشمند مبتنی بر عملگرهای پیزوالکتریک و کنترل کننده مود لغزشی و چ- وصله های پیزوالکتریک دارای محدودیت ابعادی هستند و علی رغم دامنه گسترده فرکانسی توان کنترل محدودی دارند؛ درحالی که در مقیاس آزمایشگاهی و برای تیرها یا سازه های باریک مؤثر واقع می شوند، و در مقیاس بزرگ تر، مانند سازه های کامل هوافضا (برای مثال بال های هواپیما یا ورق های بزرگ) کارایی لازم را ندارند. در این راستا پرداختن به موضوع مقیاس پذیری و برآوردی از تعداد، توزیع یا توان مورد نیاز عملگرها برای شرایط عملی می تواند به عنوان پیشنهاد دیگری برای ادامه کار در نظر گرفته شود.

۶- مراجع

- [۱] Ardelean EV, McEver MA, Cole DG, Clark RL. Active flutter control with v-stack Piezoelectric flap actuator. *Journal of Aircraft*. ۲۰۰۶;۴۳(۲):۰۱۲۰۵۴. DOI ۱۰.۱۰۸۸/۱۷۴۲-۶۵۹۶/۷۸۳/۱/۰۱۲۰۵۴
- [۲] Tuzcu I, Meirovitch L. Control of flying flexible aircraft using control surfaces and dispersed piezoelectric actuators. *International Journal of Scientific & Engineering Research*. ۲۰۰۶;۱۵:۸۹۳-۹۰۳. DOI ۱۰.۱۰۸۸/۰۹۶۴-۱۷۲۶/۱۵/۴/۰۰۱
- [۳] Raja S, Upadhyay AR. Active control of wing flutter using Piezoactuated surface. *Journal of Aircraft*. ۲۰۰۷;۴۴(۱):۷۱-۸۰.
- [۴] Yildiz K, Eken S, Kaya MO. Active vibration control of aircraft wings modeled as thin-walled composite beams using piezoelectric actuation. *Proceedings of the ASME 2014 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, IMECE2014, November 14-20, 2014, Montreal, Quebec, Canada. IMECE2014-38481, 1-8.*
- [۵] Abdulameer HA, Wasmi HR. Vibration control analysis of aircraft wing by using smart material. *Innovative Systems Design and Engineering*. ۲۰۱۵;۶(۸):۷-۴۲