



کنترل فعال فلاتر مجموعه بال و موتور دارای زاویه عقب‌گرد با استفاده از عملگرهای پیزوالکتریک

سید محمدحسین عظیمی^۱، عباس مزیدی^{۱*}، محمد آزادی^۲

^۱دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد، ایران
^۲گروه مهندسی مکانیک، واحد مرودشت، دانشگاه آزاد اسلامی، مرودشت، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت:
بازنگری:
پذیرش:
ارائه آنلاین:

کلمات کلیدی:

بال هواپیما
فلاتر
کنترل فعال
مواد پیزوالکتریک

چکیده: در این مقاله یک سیستم کنترل فعال به منظور تعدیل ارتعاشات بال هواپیما ارائه شده است. بال مورد بررسی در این پژوهش بالی یک موتور به زاویه‌ی عقب‌گرد است و موتور به صورت جرمی متمرکز به آن وصل شده است. به‌منظور کنترل ارتعاشات، لایه‌هایی از پیزوالکتریک به عنوان حسگر و عملگر بر روی بال نصب شده‌اند. برای شبیه‌سازی نیروهای آیرودینامیک از مدل تئودورسن استفاده شده است. معادلات حاکم با استفاده از اصل هامیلتون بدست آمده‌اند و در نهایت با بکارگیری روش مودهای فرضی به معادلات دیفرانسیل معمولی تبدیل شده‌اند. برای کنترل و تعدیل ارتعاشات سیستم از کنترلر لیاپانوف استفاده شده است. تأثیر پارامترهای طراحی نظیر نیرو، محل نصب و جرم موتور و زاویه‌ی عقب‌گرد بال، بر سرعت فلاتر بررسی شده و سیستم کنترلی در شرایط فلاتر اعمال شده است. نتایج نشان می‌دهد که سیستم کنترلی توانسته است در تمامی حالت‌های بررسی شده ارتعاشات را به مقدار قابل توجهی تعدیل نماید. با توجه به نتایج به دست آمده با افزایش طول لایه‌های پیزوالکتریک فلاتر به تعویق می‌افتد. همچنین با توجه به تأثیر بهره‌های کنترلی لیاپانوف بر عملکرد سیستم کنترلی، لازم است این بهره‌ها برای مقادیر مختلف پارامترهای سیستم به دقت انتخاب شوند تا سیستم کنترلی بهترین عملکرد را داشته باشد.

۱- مقدمه

جریان‌های آیرودینامیکی بر بال در حین پرواز بسیار حائز اهمیت است. تاکنون محققان متعددی در این زمینه فعالیت کرده‌اند تا مدل‌هایی توسعه دهند که بتواند نیروهای آیرودینامیک وارد بر بال را توصیف کند [۵-۲]. اثرات زیان‌بار ارتعاش دامنه‌دار را می‌توان با به‌کارگیری یک سیستم کنترل فعال به حداقل رساند. در این میان به‌واسطه وزن کم، ابعاد کوچک، سختی بالا و پاسخ سریع مواد پیزوالکتریک^۱، استفاده از این مواد به‌عنوان عملگر^۲ و حسگر^۳ در سیستم‌های کنترلی مورد توجه قرار می‌گیرد. به‌طوری که امروزه مبدل‌های پیزوالکتریک به‌طور فزاینده‌ای در کاربردهای کنترل ارتعاشات مورد استفاده قرار می‌گیرند. این مبدل‌ها توانایی فوق‌العاده‌ای در حس و تحریک از خود بروز می‌دهند. حس‌گرها و عملگرهای پیزوالکتریک می‌توانند هم بر روی سازه و هم در داخل آن (به شکل کامپوزیت) قرار گیرند. سازه‌هایی که لایه‌های پیزوالکتریک روی آن‌ها قرار می‌گیرند عموماً به‌صورت طبیعی انعطاف‌پذیر انتخاب می‌شوند. حسگرها دامنه محلی ارتعاش را ارزیابی می‌کنند و کنترلر به‌واسطه این اطلاعات تصمیم می‌گیرد که در هر شرایط کدام محرک‌ها را فعال سازد تا با تولید یک نیروی عکس‌العمل ارتعاشات را خنثی کند [۶].

امروزه به دلیل تمایل به کاهش مصرف سوخت، حتی‌الامکان از مواد سبک در ساخت هواپیماها استفاده می‌شود. استفاده از این مواد در طراحی هواپیما باعث افزایش انعطاف‌پذیری اجزای هواپیما نظیر بال و در نتیجه حساس‌تر شدن تحلیل‌های آیروالاستیک در طراحی آن‌ها شده است. انعطاف‌پذیری سازه به‌خودی‌خود برای تحلیل سازه مشکل‌ساز نیست اما از آنجاکه تغییر شکل‌های سازه‌ای باعث تغییر در نیروهای آیرودینامیکی می‌شود و نیروهای آیرودینامیکی جدیدی را به وجود می‌آورند، پدیده‌های آیروالاستیک آشکار می‌شوند. این نیروهای آیرودینامیکی جدید ایجادشده، خود ممکن است تغییر شکل‌های بیشتری در سازه ایجاد کنند که باعث ایجاد نیروهای آیرودینامیکی بزرگ‌تری می‌شوند. در واقع بارهای آیرودینامیکی به تغییر شکل‌های الاستیک وابسته‌اند و خود این تغییر شکل‌ها در اثر بارگذاری‌های آیرودینامیکی ایجاد می‌شوند. گاهی ممکن است برهمکنش این عوامل باعث بزرگ‌تر شدن دامنه تغییر شکل‌های سازه شده و نهایتاً آن را متلاشی کنند. یکی از خطرناک‌ترین ناپایداری‌های آیروالاستیک دینامیکی که در طراحی و تحلیل بال هواپیما، مورد بررسی قرار می‌گیرد، فلاتر می‌باشد. این پدیده از برهمکنش نیروهای آیرودینامیکی، نیروهای الاستیک و نیروهای اینرسی ایجاد شده و می‌تواند باعث گسیختگی ناگهانی سازه بال هواپیما شود [۷]. با توجه به اثرات مخرب ناپایداری‌های آیروالاستیک، درک چگونگی تأثیر

1 Piezoelectric
2 Actuator
3 Sensor

منظور از کنترل تطبیقی مقاوم که کنترلی فعال و مقاوم در برابر اغتشاش است استفاده شده است. مدل دینامیکی موردنظر دارای سه درجه آزادی است که اثرات نیروهای آئرو دینامیکی توسط مدل تئودورسن لحاظ شده‌اند. همچنین مدل اغتشاشات تندباد به‌عنوان یک عامل اغتشاش به معادلات نهایی اضافه شده است. در نهایت با شبیه‌سازی مدل، برای دو سرعت مختلف جریان ورودی، نتایج حاصل ارائه گشته که حاکی از قابلیت بالای سیستم کنترلی می‌باشد. ژئ گوانگ سانگ و فنگ مینگ لی [۱۲] به تحلیل فلاتر و کنترل فعال ارتعاشات تیر فراصوتی^۳ به همراه عملگر و سنسور پیزوالکتریک پرداخته‌اند. مدل دینامیکی سیستم به کمک اصل هامیلتون به دست آمده است و کاهش ارتعاشات سیستم به کمک سیستم کنترل با بازخورد سرعت منفی صورت می‌پذیرد. تأثیر فشار آیرولاستیک بی‌بعد بر روی نتایج کنترل ارتعاشات آیرولاستیک بررسی شده است. نتایج عددی نشان می‌دهد که فشار آئرو دینامیک می‌تواند بر روی کنترل ارتعاشات آیرولاستیک تأثیر بگذارد و نتایج به دست آمده از سیستم کنترل، زمانی که فشار آئرو دینامیک از فشار فلاتر کمتر است با افزایش فشار آئرو دینامیک بهبود می‌یابد. ژئ گوانگ سانگ و فنگ مینگ لی [۱۳] بار دیگر به تحلیل فلاتر و کنترل فعال ارتعاشات یک صفحه لایه‌ای کامپوزیت فراصوتی^۴ با جفت عملگر و سنسورهای پیزوالکتریک پرداخته‌اند. مدل دینامیکی سیستم با استفاده از اصل هامیلتون و به کمک روش رایلی-ریتز به دست آمده است. یک الگوریتم کنترلی با فیدبک تناسی و فیدبک سرعت برای سیستم کنترل فعال به کار گرفته شده است و نتایج آن‌ها با هم مقایسه شده‌اند. نتایج عددی نشان داد که دامنه پاسخ ارتعاشات می‌تواند به‌طور مؤثری با استفاده از مواد پیزوالکتریک کاهش یابد. به‌خصوص در نقاط فلاتر که پاسخ‌های واگرا می‌توانند همگرا شوند. فینگ مینگ لی [۱۴] به تحلیل فلاتر یک صفحه فراصوتی با استفاده از مواد پیزوالکتریک پرداخته است. معادلات حاکم بر سیستم با اصل هامیلتون به دست آمده است. استراتژی کنترل با بازخورد جابجایی و شتاب برای سیستم کنترل استفاده شده است. نتایج عددی نشان می‌دهد که با افزایش بهره کنترل بازخورد، می‌توانیم ویژگی‌های موده‌های مرتبه پایین صفحه مافوق صوت را به‌تدریج بهبود دهیم. آزادی و همکاران [۱۵] یک کنترلر فعال با استفاده از عملگر و سنسورهای پیزوالکتریک، برای میرایی ارتعاشات تیر اف‌جی‌ام یکسر گیردار طراحی کرده‌اند بر این تیر نیروی پیرو متمرکزی وارد می‌شود و جرم متمرکز دلخواهی بر روی آن قرار دارد. معادلات حرکت با روش لاگرانژ به دست آمده‌اند و به‌صورت عددی حل شده‌اند. ولتاژ اعمالی به عملگرهای پیزوالکتریک بر اساس روش لیاپانوف به دست آمده‌اند و در نهایت نتایج، نشان‌دهنده سیستم کنترل بسیار کارآمدی بود. در پژوهشی دیگر فاضل زاده و همکاران [۱۶] یک طرح کنترلی فعال غیرخطی برای میرایی ارتعاش یک بال به همراه مخزن ارائه داده‌اند. سیستم یک ایرفویل دوبعدی با مخزن متصل شده به آن است. مدل غیرخطی

شود. این امر طبیعتاً موجب کاهش اثرات مخرب ارتعاشات بر خستگی اجزای بال می‌شود. کاهش ارتعاشات به‌وسیله مواد پیزوالکتریک و استفاده از این مواد برای کنترل فلاتر موردتوجه محققان بوده است. پنگ و همکاران [۷]. یک مدل المان محدود از یک صفحه کامپوزیت ارائه داده‌اند که چندلایه پیزوالکتریک به‌عنوان عملگر و سنسور، برای کنترل فعال ارتعاشات، بر روی آن نصب شده بود. در این سیستم از یک الگوریتم کنترل با فیدبک سرعت استفاده شده است. نتایج در این مطالعه نشان می‌دهد که موقعیت سنسورها و عملگرهای پیزوالکتریک تأثیری مهم و حساس بر کنترل شکل و میرایی ارتعاشات صفحه دارد به طوری که هر چه موقعیت آن‌ها به نقاط با کرنش بالا نزدیک‌تر و از نقاط با کرنش کمتر، دورتر باشد، اثربخشی بهتری دارند. همچنین هر چه تعداد سنسورها و عملگرهای پیزوالکتریک بیشتر باشد کنترل ارتعاشات، دقیق‌تر و کارآمدتر است هی و همکاران [۸] به بررسی کنترل فعال صفحات اف‌جی‌ام^۱ با سنسور و عملگر پیزوالکتریک پرداخته‌اند. در این تحقیق تغییر شکل کوچک یک صفحه مرکب مورد بررسی قرار گرفته است. در این پژوهش پاسخ دینامیکی نشان می‌دهد که دامنه‌ی ارتعاشات صفحه اف‌جی‌ام به میزان بسیار بالا برای حد بهره‌های^۲ مناسب تضعیف می‌شود. یانگ و همکاران [۹] دو استراتژی کنترلی با فیدبک، یکی با فیدبک جابجایی و دیگری با فیدبک سرعت، برای کنترل ارتعاشات ستون یکسر گیرداری که یک لایه پیزوالکتریک به‌عنوان عملگر بر روی آن نصب شده بود، طراحی کردند. معادله دیفرانسیل حاکم بر انحراف عرضی ستون، در حضور بارهای محوری خارجی، به دست آمده است. راه‌حل‌های تحلیلی و نیمه‌تحلیلی برای معادلات حاکم با دو استراتژی کنترلی ذکر شده به دست آمد. فرمول فرم بسته کنترلی به دست آمده با استفاده از یک مثال عددی بررسی شد، در این مثال، پاسخ‌های عددی به دست آمده نشان داد که روش کنترل بازخورد سرعت طراحی شده به خوبی می‌تواند ارتعاش ستون را با ولتاژ بازخورد قابل قبول میرا کند در حالی که کنترل با بازخورد جابجایی نمی‌تواند این کار را به خوبی انجام دهد. کیم و کیم [۱۰] پایداری دینامیکی یک صفحه با لایه پیزوالکتریک که تحت نیروی رانش قرار گرفته است را مورد بررسی قرار داده‌اند. ساختار به‌طور فعال توسط لایه‌های پیزوالکتریک میرا شد و یک الگوریتم کنترلی برای کاهش ارتعاشات اتخاذ گردید. در این تحقیق مدل ساختاری لایه بر اساس تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول است و روش اجزاء محدود در تجزیه و تحلیل عددی استفاده می‌شود. لایه‌های پیزوالکتریک در بالا و پایین صفحه به ترتیب به‌عنوان عملگر و سنسور عمل می‌کنند. نتایج عددی نشان می‌دهد که ناحیه ناپایدار در سیستم فعال میرایی کاهش می‌یابد و همچنین مقدار بحرانی پارامتر تحریک که نشان‌دهنده عرض ناحیه ناپایدار است به‌طور خطی با بهره کنترل متناسب است. فاضل زاده و آزادی [۱۱] در پژوهشی یک سیستم کنترل فعال آیرولاستیک غیرخطی به‌منظور تعدیل ارتعاشات مخزن متصل به بال هواپیمای الاستیک ارائه داده‌اند. برای این

3 Supersonic Beams

4 Supersonic Composite Laminated Platen

1 Functionally Graded Material (FGM)

2 Control gain

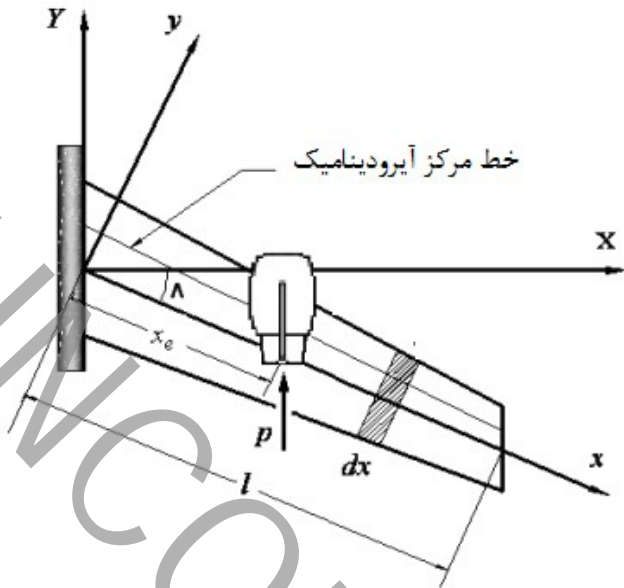


Fig. 1.

شکل ۱: شماتیکی از بال الاستیک با زاویه عقب‌گرد.

$$\delta T_w = \int_0^L \{ (-m\dot{w} - m y_e \ddot{\theta}) \delta w + (-m k_m^2 \ddot{\theta} - m y_e \dot{w}) \delta \theta \} dx \quad (2)$$

که در این رابطه، L طول بال، m جرم بال بر واحد طول، k_m شعاع ژیراسیون و y_e فاصله بین مرکز ثقل و محور الاستیک بال می‌باشد. همچنین انرژی جنبشی مربوط به موتور و تغییرات آن به صورت زیر نوشته می‌شوند [۱۹]:

$$T_e = \frac{1}{2} \int_0^L \left(\iint_{A_e} m_e (\dot{R}_e \cdot \dot{R}_e) \delta_D (x - x_e) dA_e \right) dx \quad (3)$$

$$\delta T_e = \int_0^L \{ [M_e (-\dot{w} - y_e \ddot{\theta} \cos \Lambda - y_e^2 \ddot{\theta}' \sin \Lambda \cos \Lambda + z_e^2 \ddot{w}'' + y_e^2 \sin^2 \Lambda \ddot{w}'' \Lambda) - I_{M_e} \ddot{\theta}' \sin \Lambda \cos \Lambda + I_{M_e} \ddot{w}'' \sin^2 \Lambda] \delta w + [M_e (-z_e^2 \ddot{\theta} - y_e \dot{w} \cos \Lambda - y_e^2 \ddot{\theta} \cos^2 \Lambda + y_e^2 \dot{w}' \sin \Lambda \cos \Lambda) - I_{M_e} \ddot{\theta} \cos^2 \Lambda + I_{M_e} \dot{w}' \sin \Lambda \cos \Lambda] \delta \theta \} \delta_D (x - x_e) dx \quad (4)$$

در این رابطه، m_e چگالی موتور، x_e مکان نصب موتور بر روی تیر الاستیک، A_e سطح مقطع موتور، R_e بردار موقعیت یک نقطه دلخواه بر روی موتور بعد از تغییر شکل، I_{M_e} ممان اینرسی موتور حول محور x ، M_e جرم موتور و Λ زاویه عقب‌گرد بال می‌باشد. همچنین در این رابطه δ_D معرف تابع دلتای دیراک است.

حال انرژی کرنشی تیر الاستیک محاسبه می‌گردد. تغییرات انرژی کرنشی طبق رابطه زیر است [۱۹]:

آیروالاستیک سیستم بر اساس معادلات لاگرانژ به دست آمده است و سیستم کنترل پیشنهادی شامل لایه‌ی پیزوالکتریک به عنوان عملگر است. بارهای آیرودینامیکی با مدل تئودورسن شبیه‌سازی شده‌اند و اغتشاش تندباد هم به معادلات حاکم اضافه شده‌اند. یک طرح کنترل تطبیقی-مقاوم برای میرایی ارتعاشات سیستم مورد استفاده قرار گرفته است. نتایج حاصله از این پژوهش نشان‌دهنده اثربخشی و کارایی بالای سیستم کنترلی اعمال شده بوده است. تاکنون مطالعات متعددی در زمینه کنترل ارتعاشات تیر و همچنین کنترل فلاتر با استفاده از مواد هوشمند به‌ویژه مواد پیزوالکتریک صورت گرفته است. سیر مطالعاتی اکثر پژوهش‌های انجام شده در زمینه کنترل ارتعاشات تیر به کمک مواد هوشمند به‌گونه‌ای است که اثرات نیروهای سیال ناشی از عبور جریان هوا بر روی سازه در نظر گرفته نشده است یا به‌طور کلی تحلیل آیروالاستیکی دقیقی برای سیستم ارائه نشده است. سیر مطالعاتی در زمینه کنترل ارتعاشات فلاتر نیز عمدتاً بر روی مدل‌های دو بعدی متمرکز شده‌اند. بنابراین مدل کردن یک بال با یک تیر الاستیک سه بعدی و در نظر گرفتن اثر سیال بر آن می‌تواند پژوهشی نو در این زمینه کنترلی باشد. در این پژوهش مدل کامل آیروالاستیک بال و موتور متصل به آن استخراج شده و پس از شناسایی مرزهای فلاتر، یک سیستم کنترلر فعال برای تعدیل ارتعاشات بال و موتور در شرایط فلاتر ارائه شده است.

۲- معادلات حاکم

با توجه به دینامیک پیچیده مسئله برای بدست آوردن معادلات حاکم از چند دستگاه مختصاتی استفاده می‌شود [۱۷]. بال مورد بررسی در این پژوهش دارای زاویه عقب‌گرد^۱ و یک موتور است. این بال به صورت یک تیر الاستیک سه بعدی یکسر گیردار مدل‌سازی شده است. این تیر خاصیت الاستیک دارد، یکنواخت فرض شده است و موتور به صورت جرمی متمرکز به آن وصل شده است. همان‌طور که از شکل ۱ مشخص است بال هواپیما طولی برابر L دارد و Λ زاویه عقب‌گرد آن است. زاویه عقب‌گرد بال زاویه بین محورهای x و X تعریف شده است. در حقیقت محور x در امتداد بال با زاویه عقب‌گرد قرار دارد و مبدأ آن در ریشه بال است. همچنین موتور در موقعیت x_e از ریشه بال بر محور x قرار دارد و نیروی پیشران p را بر بال وارد می‌کند. برای بال مورد بررسی در این مسئله یک درجه آزادی خمشی در جهت z و یک درجه آزادی پیچشی در نظر گرفته شده است.

معادلات حاکم بر سیستم و شرایط مرزی با استفاده از اصل هامیلتون به دست می‌آیند [۱۸]:

$$\int_{t_1}^{t_2} [\delta(U - T) - \delta W] dt = 0 \quad (1)$$

که در این رابطه، U انرژی کرنشی، T انرژی جنبشی و W کار نیروهای خارجی می‌باشد. تغییرات انرژی جنبشی تیر الاستیک به صورت رابطه زیر می‌باشد [۱۹]:

1 Sweep angle

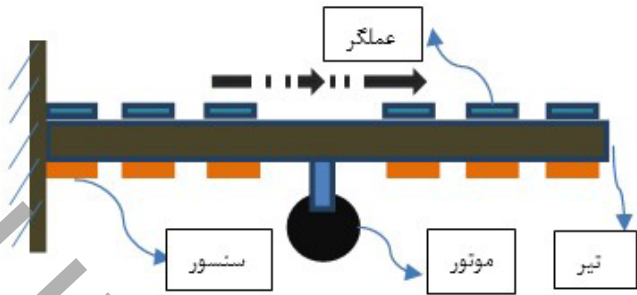


Fig. 2.

شکل ۲: شیوه قرارگیری لایه‌های پیزوالکتریک بر تیر معادل با بال

نشان‌دهنده جابجایی الکتریکی هر لایه و ϵ_p ثابت دی‌الکتریک ماده پیزوالکتریک می‌باشد [۱۵].

تغییرات انرژی جنبشی و پتانسیل لایه پیزوالکتریک به صورت رابطه زیر است:

$$\delta T_p = \sum_{i=1}^N \int_0^L \int_{A_i} \rho_{p_i} \frac{\partial w}{\partial t} \frac{\partial (\delta w)}{\partial t} [H(x-x_1) - H(x-x_2)] dA_i dx$$

$$\delta U_p = \sum_{i=1}^N \int_0^L \int_{A_i} E_{p_i} b_{p_i} z^2 \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 (\delta w)}{\partial x^2} [H(x-x_1) - H(x-x_2)] dz dx \quad (۹)$$

$$+ \sum_{i=1}^N \int_0^L \int_{A_i} b_{p_i} z e_{31} E_{z_i} \frac{\partial^2 (\delta w)}{\partial x^2} [H(x-x_1) - H(x-x_2)] dz dx$$

با جایگذاری معادلات (۲)، (۳)، (۴)، (۵)، (۶)، (۷) و (۹) در معادله (۱) معادلات حاکم بر سیستم با در نظر گرفتن لایه‌های پیزوالکتریک به دست می‌آید.

$$m\ddot{w} + m_y \ddot{\theta} + EI_y w'''' + \{p\theta(x_e - x)H(x_e - x) \cos \Lambda\}'' + (pw'H(x_e - x) \sin \Lambda)' + [M_e(\ddot{w} + y_e \ddot{\theta} \cos \Lambda + y_e \ddot{\theta}' \sin \Lambda \cos \Lambda - z_e \ddot{w}'' - y_e \ddot{w}'' \sin^2 \Lambda) + I_{M_e} \ddot{\theta}' \sin \Lambda \cos \Lambda - I_{M_e} \ddot{w}'' \sin^2 \Lambda - p\theta \cos \Lambda + pw' \sin \Lambda] \delta_D(x - x_e) \} + \sum_{i=1}^N \{ \rho_{p_i} b_{p_i} h_{p_i} \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} [H(x-x_1) - H(x-x_2)] + \int_{h_f/2}^{h_f/2+h_{p_i}} \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left(b_{p_i} E_{p_i} z^2 \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} [H(x-x_1) - H(x-x_2)] \right) dz + \int_{-h_f/2}^{-h_f/2-h_{p_i}} \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left(b_{p_i} E_{p_i} z^2 \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} [H(x-x_1) - H(x-x_2)] \right) dz + \int_{h_f/2}^{h_f/2+h_{p_i}} \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left(b_{p_i} z e_{31} E_{z_i} [H(x-x_1) - H(x-x_2)] \right) dz + \int_{-h_f/2}^{-h_f/2-h_{p_i}} \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left(b_{p_i} z e_{31} E_{z_i} [H(x-x_1) - H(x-x_2)] \right) dz \} - L = 0$$

$$mk_m \ddot{\theta} + m_y \ddot{\theta} - GJ\theta'' + \{ [M_e(z_e^2 \ddot{\theta} + y_e \ddot{w} \cos \Lambda + y_e \ddot{\theta} \cos^2 \Lambda - y_e \ddot{w}' \cos \Lambda \sin \Lambda) + I_{M_e} \ddot{\theta} \cos^2 \Lambda - I_{M_e} \ddot{w}' \cos \Lambda \sin \Lambda + p z_e \cos \Lambda] \delta_D(x - x_e) \} - M = 0 \quad (۱۱)$$

لازم به ذکر است که در رابطه (۱۰)، معرف ضخامت تیر است.

$$\delta U = \int_0^L \{ [-GJ\theta'' + (pw'(x_e - x)H(x_e - x) \cos \Lambda)] \delta \theta + [EI_y w'''' + (p\theta(x_e - x)H(x_e - x) \cos \Lambda)'' + (pw'H(x_e - x) \sin \Lambda)'] \delta w \} dx + [GJ\theta' \delta \theta - (p \sin \Lambda H(x_e - x)w') \delta w + (p \cos \Lambda(x_e - x)H(x_e - x)\theta) \delta w' + EI_y w'' \delta w' - EI_y w'''' \delta w - (p \cos \Lambda(x_e - x)H(x_e - x)\theta') \delta w]_0^L \quad (۵)$$

که در این رابطه H نشان‌دهنده تابع هویساید است. علامت () برای عبارات بالا نشان‌دهنده مشتق جزئی نسبت به x_e می‌باشد.

کار مجازی نیروی پیشرانه موتور مطابق رابطه زیر نوشته می‌شود [۱۹]:

$$\delta W_F = \int_0^L \{ [p\theta \cos \Lambda - pw' \sin \Lambda] \delta w + [-pz_e \cos \Lambda] \delta \theta \} \delta_D(x - x_e) dx \quad (۶)$$

کار مجازی نیروهای آیرودینامیک وارد شده به بال را نیز می‌توان بصورت زیر نوشت:

$$\delta W = \int_0^L (L_a \delta w + M_a \delta \theta) dx \quad (۷)$$

در این رابطه M_a, L_a به ترتیب نیروی برای آیرودینامیکی و گشتاور آیرودینامیکی بال می‌باشند. در این مقاله از مدل تنودورسن برای مدلسازی آیرودینامیک استفاده شده است [۲۰].

عملگرها و حس‌گرهای پیزوالکتریک امروزه به‌طور گسترده‌ای برای کنترل و تعدیل ارتعاشات، صدا و تشخیص عیوب سازه‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این پژوهش نیز برای کنترل ارتعاشات تیر از لایه‌های پیزوالکتریک استفاده شده است. شیوه قرارگیری حس‌گرها و عملگرها بر روی تیر (معادل با بال) مطابق شکل ۲ است.

این لایه‌ها دارای عرض b_p ، طول L_a ضخامت h_p و چگالی ρ_p هستند. معادله انرژی جنبشی و پتانسیل لایه‌های پیزوالکتریک با صرف نظر از اثر پیچش بر این لایه‌ها به شرح زیر است [۷]:

$$T_p = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \int_0^L \int_{A_i} \rho_{p_i} (\dot{w})^2 [H(x-x_1) - H(x-x_2)] dA_i dx$$

$$U_p = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \int_0^L \int_{A_i} b_{p_i} E_{p_i} z^2 \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 [H(x-x_1) - H(x-x_2)] dz dx + \sum_{i=1}^N \int_0^L \int_{A_i} e_{31} b_{p_i} E_{z_i} z \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) [H(x-x_1) - H(x-x_2)] dz dx + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \int_{PZT} E_{z_i} d_i dv \quad (۸)$$

در این رابطه، e_{31} ثابت پیزوالکتریک، E_{p_i} مدول الاستیسیته لایه پیزوالکتریک i ام و x_{2i} و x_{1i} به ترتیب نشان‌دهنده موقعیت ابتدایی و انتهایی لایه پیزوالکتریک ام می‌باشد. در رابطه (۸) عبارت $E_{z_i} = \frac{V_i}{h_{p_i}}$ میدان الکتریکی در لایه پیزوالکتریک نام را نشان می‌دهد. در این رابطه v نشان‌دهنده ولتاژ پیزوالکتریک است. همچنین در این رابطه $d_i = \epsilon_{p_i} \frac{V_i}{h_{p_i}}$

۳- نمایش ماتریسی معادلات حرکت

برای حل عددی معادلات حاکم بر سیستم از روش مودهای فرضی استفاده شده است. برای اعمال این روش مختصه‌های حرکتی (w, θ) به صورت بسطی از حاصل ضرب توابع هندسی مشخص در توابع زمانی (q_1, q_2) غیر مشخص در نظر گرفته شده است [۱۸].

$$\begin{aligned} w &= \mathbf{\bar{o}}_1^T \mathbf{q}_1 \\ \theta &= \mathbf{\bar{o}}_2^T \mathbf{q}_2 \end{aligned} \quad (12)$$

در این روابط:

$$\begin{aligned} \bar{o}_{1i} &= \frac{(x/L)^{1+i} \{6+i^2(1-x/L)^2 + i[5-6x/L + (x/L)^2]\}}{i(1+i)(2+i)(3+i)} \\ \bar{o}_{2i} &= \sin\left(\frac{(2i-1)\pi x}{2L}\right) \end{aligned} \quad (13)$$

i در روابط بالا نشان دهنده شماره مود است.

حال این مقادیر در معادلات دیفرانسیل حاکم (معادله‌های (۱۰) و (۱۱)) جایگذاری شده و کل معادله در توابع \mathbf{q}_i مربوط به آن ضرب می‌گردد و انتگرال آن بر روی دامنه (سراسر طول تیر) برابر صفر قرار داده می‌شود. با اعمال این روش معادلات دیفرانسیل معمولی حاصل می‌شوند. با توجه به اینکه با افزایش تعداد مودهای خمشی و پیچشی پاسخ سیستم تغییر قابل ملاحظه‌ای نمی‌کند، برای این مسئله شش مود برای خمش و شش مود برای پیچش فرض شده است. در نهایت معادلات به صورت زیر به دست می‌آیند.

$$\mathbf{M}_{12 \times 12} \ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}_{12 \times 12} \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}_{12 \times 12} \mathbf{q} = \mathbf{K}_{\text{elast}_a} \mathbf{v}_{a|12 \times 1} \quad (14)$$

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_1 \\ \mathbf{q}_2 \end{bmatrix}_{12 \times 1} \quad \mathbf{K}_{\text{elast}_a} = \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{\text{pelastelect}_a} \\ \mathbf{0}_{6 \times 12} \end{bmatrix}_{12 \times 12}$$

بردار v_a نشان دهنده ولتاژ عملگرهای پیزوالکتریک است. ماتریس‌های $K_{\text{pelastelect}_a}$ به ترتیب نشان دهنده تأثیر الاستیک-الکتریک حسگر و عملگر پیزوالکتریک است و مطابق رابطه زیر است [۱۵]:

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_{\text{pelastelect}_a}, \mathbf{K}_{\text{pelastelect}_a} &= [\mathbf{K}_{p1} \quad \mathbf{K}_{p2} \quad \dots \quad \mathbf{K}_{pN}] \\ \mathbf{K}_{pN} &= \frac{e_{31N}}{h_{pN}} \int_{PZT_n} z \frac{\partial^2 \bar{o}_1}{\partial x^2} dv \end{aligned} \quad (15)$$

$$\mathbf{K}_{pN}|_{\text{actuator}} = \frac{e_{31N} b_{pN}}{h_{pN}} \left(\int_{x_{1N}}^{x_{2N}} \frac{\partial^2 \bar{o}}{\partial x^2} \int_{h_f/2}^{h_f/2+h_p} z dz \right) dx \quad (16)$$

$$= \frac{e_{31N} b_{pN}}{h_{pN}} J_{aN} \int_{x_{1N}}^{x_{2N}} \frac{\partial^2 \bar{o}}{\partial x^2} dx$$

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_{pN}|_{\text{sensor}} &= \frac{e_{31N} b_{pN}}{h_{pN}} \left(\int_{x_{1N}}^{x_{2N}} \frac{\partial^2 \bar{o}}{\partial x^2} \int_{-h_f/2-h_p}^{-h_f/2} z dz \right) dx \\ &= \frac{e_{31N} b_{pN}}{h_{pN}} J_{sN} \int_{x_{1N}}^{x_{2N}} \frac{\partial^2 \bar{o}}{\partial x^2} dx \end{aligned} \quad (17)$$

با این توضیح که K_{pN} برداری است که ستون N ام ماتریس $K_{\text{pelastelect}_a}, K_{\text{pelastelect}_a}$ را تشکیل می‌دهد و e_{31N}, h_{pN} به ترتیب ضخامت و ثابت لایه N ام پیزوالکتریک هستند و انتگرال رابطه (۱۵) بر روی حجم لایه گرفته می‌شود. با توجه به روابط (۱۵) تا (۱۷) مشخص است که:

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_{\text{pelastelect}_s} &= \frac{J_s}{J_a} \mathbf{K}_{\text{pelastelect}_a} \\ J_a &= \int_{h_f/2}^{h_f/2+h_p} z dz, J_s = \int_{-h_f/2-h_p}^{-h_f/2} z dz, \frac{J_a}{J_s} = -1 \end{aligned} \quad (18)$$

برای سهولت در تحلیل پایداری معادله به فرم ماتریسی سیستم (معادله (۱۴)) را می‌توان به فرم فضای حالت تبدیل کرد که به فرم معادله زیر است.

$$\begin{aligned} \dot{\bar{\mathbf{Z}}} &= [\mathbf{A}] \bar{\mathbf{Z}} \\ \bar{\mathbf{Z}} &= \{\mathbf{q}; \dot{\mathbf{q}}\}^T, \mathbf{q} = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_1 \\ \mathbf{q}_2 \end{bmatrix}_{12 \times 1} \end{aligned} \quad (19)$$

که ماتریس $[\mathbf{A}]$ به صورت زیر است:

$$[\mathbf{A}] = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ -[\mathbf{M}]^{-1} [\mathbf{K}] & -[\mathbf{M}]^{-1} [\mathbf{C}] \end{bmatrix} \quad (20)$$

مرزهای ناپایداری سیستم با استفاده از مقادیر ویژه ماتریس $[\mathbf{A}]$ قابل تشخیص است. در حالت کلی مقادیر ویژه به دست آمده به فرم رابطه (۲۱) می‌باشند.

$$\Gamma_K \pm i \Omega_K \quad (21)$$

چنانچه $\Gamma_K < 0$ باشد نوسانات همگرا بوده و سیستم از نظر دینامیکی پایدار می‌باشد. به ازای $\Gamma_K > 0$ نوسانات واگرا خواهند بود و سیستم از لحاظ دینامیکی ناپایدار می‌باشد. برای حالت $\Gamma_K = 0$ مرز بین دو حالت قبل پیش می‌آید که مرز پایداری نامیده می‌شود. اگر این پاسخ‌ها برای سیستم آیروالاستیک باشد، شرایط ناپایداری دینامیکی، فلاتر نامیده می‌شود و مرز پایداری که معرف حرکت نوسانی ساده است، مرز فلاتر نامیده می‌شود [۱].

۴- سیستم کنترلی

۴-۱- موقعیت لایه‌های پیزوالکتریک

برای کنترل فعال ارتعاشات دوازده جفت حسگر و عملگر پیزوالکتریک بر روی تیر الاستیک تعبیه شده است. این لایه‌ها طولی برابر با $m = 0.4 L_p$ دارند و در موقعیت‌های زیر نصب شده‌اند.

بازنویسی کرد:

$$\dot{V}_{Lyap} = -\mu \left| \frac{J_s}{J_a} \right| \mathbf{K}_d \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{K}^T \mathbf{K}_{elast_a} \dot{\mathbf{q}} - \mu \left| \frac{J_s}{J_a} \right| \mathbf{K}_p \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{K}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{q} + \mathbf{K}_q \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{K}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{q} - \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{C} \dot{\mathbf{q}} \quad (28)$$

اگر $\mu \left| \frac{J_s}{J_a} \right| \mathbf{K}_p = \mathbf{K}_q$ باشد می‌توان معادله فوق را به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\dot{V}_{Lyap} = -\mu \left| \frac{J_s}{J_a} \right| \mathbf{K}_d \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{K}^T \mathbf{K}_{elast_a} \dot{\mathbf{q}} - \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{C} \dot{\mathbf{q}} \quad (29)$$

حال از آنجاکه $\mu \left| \frac{J_s}{J_a} \right| \mathbf{K}_d$ و \mathbf{C} ماتریس‌هایی مثبت معین هستند بنابراین مشتق تابع لیاپانوف منفی است که نشان دهنده پایداری سیستم است.

۵- نتایج و بحث

۵-۱- اعتبارسنجی

به منظور اعتبارسنجی از مرجع [۱۵] استفاده شده است. در این مرجع یک تیر الاستیک با جرم خارجی و بدون وجود جریان سیال، تحت نیروی خارجی قرار گرفته است و از لایه‌های پیزوالکتریک که به عنوان سنسور و عملگر بر روی آن نصب شده‌اند به منظور تعدیل ارتعاشات استفاده شده است. نمودار فرکانس تشدید اول و دوم این تیر و تیر معادل با بال در این پژوهش تحت نیروی خارجی (برای حالت $\zeta^2=0$) رسم شده است همان طور که از شکل ۳ مشخص است مطابقت خوبی بین این دو حالت برقرار است.

۵-۲- نتایج

نتایج برای تیری با مشخصات ساختاری و هندسی مطابق جدول ۱ به دست آمده‌اند. مشخصات ساختاری و هندسی بال مربوط به مشخصات بال گولند است [۲۱]. همچنین مشخصات در نظر گرفته شده برای لایه های پیزوالکتریک نیز با توجه به مرجع [۱۵] انتخاب شده‌اند. در این بخش مقادیر بهره‌های کنترل مقادیر ثابتی در نظر گرفته شده‌اند.

برای سهولت در نشان دادن نتایج از پارامترهای بی بعد مطابق رابطه (۳۰) استفاده شده است [۱۸]:

$$P_i = \frac{p_i L^2}{\sqrt{GJ EI_y}}, X_e = \frac{x_e}{L}, Y_e = \frac{y_e}{b}, \eta_e = \frac{M_e}{mL} \quad (30)$$

سرعت فلاتر بال هواپیما برای مقادیر بی بعد $X_e=0/3$ و $Y_e=-0/25$ مطابق جدول زیر بدست آمده است همان طور که انتظار می‌رود و از جدول ۲ مشخص است با بیشتر شدن نیروی پیشرانه موتور و همچنین افزایش جرم موتور سرعت فلاتر کم می‌شود. جدول ۳ تاثیر زاویه عقب‌گرد و همچنین اثر طول لایه‌های پیزوالکتریک را بر سرعت فلاتر نشان می‌دهد. همان طور

$$\mathbf{x}_1 = [0, 0.5, 1, 1.5, 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5, 5, 5.5]$$

$$\mathbf{x}_2 = [0.4, 0.9, 1.4, 1.9, 2.4, 2.9, 3.4, 3.9, 4.4, 4.9, 5.4, 5.9]$$

که ماتریس $\mathbf{x}_2, \mathbf{x}_1$ به ترتیب نشان‌دهنده موقعیت ابتدایی و انتهایی هر لایه پیزوالکتریک هستند یعنی به عنوان مثال جفت لایه پیزوالکتریک دوم در فاصله ۰/۵ تا ۰/۹ از ریشه تیر بر روی آن نصب شده‌اند.

۴-۲- کنترلر لیاپانوف

برای استهلاک ارتعاشات تیر الاستیک و پایداری آن از کنترلر لیاپانوف استفاده شده است. ولتاژی که بر طبق این کنترلر به عملگرهای پیزوالکتریک اعمال می‌شود به صورت زیر است [۱۵]:

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_a &= -\mathbf{K}_d \dot{\mathbf{v}}_s - \mathbf{K}_p \mathbf{v}_s \\ \mathbf{v}_s &= \mathbf{K}^{-1}_{pselect} \mathbf{K}^T_{elast_s} \mathbf{q} \\ \mathbf{K}_{elast_s} &= \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{pselect_s} \\ \mathbf{0}_{6 \times 12} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (22)$$

در رابطه (۲۲) اندیس s, a به ترتیب مربوط به عملگر و حسگر پیزوالکتریک است. همچنین در این رابطه $\mathbf{K}_d, \mathbf{K}_p$ هر دو ماتریس‌های مثبت معین هستند، و همچنین:

$$\mathbf{K}_{pselect} = \varepsilon_p L_p b_p \mathbf{I}_{N \times N} = \frac{1}{\mu} \mathbf{I}_{N \times N} \quad (23)$$

در این رابطه، ε_p ثابت دی‌الکتریک پیزوالکتریک و $\mathbf{I}_{N \times N}$ ماتریس همانی با ابعاد تعداد لایه‌های پیزوالکتریک می‌باشد. ثابت دی‌الکتریک پیزوالکتریک کمیتی مثبت است و از آنجاکه طول و عرض پیزو هم مثبت هستند طبق رابطه (۲۳)، μ کمیتی معادل و مثبت خواهد بود. برای اثبات پایداری کنترلر لیاپانوف، تابع انرژی V_{Lyap} مورد استفاده قرار گرفته است.

$$\dot{V}_{Lyap} = \frac{1}{2} \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{M} \dot{\mathbf{q}} + \frac{1}{2} \mathbf{q}^T \mathbf{K} \mathbf{q} + \frac{1}{2} \mathbf{K}_q \mathbf{q}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{K}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{q} \quad (24)$$

در رابطه (۲۴) یک ماتریس مثبت معین است. مشتق برحسب زمان این تابع به صورت زیر است:

$$\dot{V}_{Lyap} = \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{M} \dot{\mathbf{q}} + \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{K} \mathbf{q} + \mathbf{K}_q \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{K}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{q} \quad (25)$$

با جاگذاری $M \dot{\mathbf{q}}$ از معادله (۱۴) معادله (۲۶) به صورت زیر درمی‌آید:

$$\dot{V}_{Lyap} = \dot{\mathbf{q}}^T (-\mathbf{K} \mathbf{q} - \mathbf{C} \dot{\mathbf{q}} - \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{v}_a) + \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{K} \mathbf{q} + \mathbf{K}_q \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{K}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{q} \quad (26)$$

با جاگذاری V_s و V_a از رابطه (۲۲) در رابطه‌ی (۲۶) رابطه‌ی زیر حاصل می‌شود:

$$\dot{V}_{Lyap} = -\dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{K}_{elast_a} \left((-\mathbf{K}_d \mathbf{K}^{-1}_{pselect} \mathbf{K}^T_{elast_s} \dot{\mathbf{q}} - \mathbf{K}_p \mathbf{K}^{-1}_{pselect} \mathbf{K}^T_{elast_s} \mathbf{q}) \right) + \mathbf{K}_q \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{K}^T \mathbf{K}_{elast_a} \mathbf{q} - \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{C} \dot{\mathbf{q}} \quad (27)$$

با جاگذاری معادلات (۱۸) و (۲۳)، معادله بالا را می‌توان به صورت زیر

جدول ۲: تاثیر نیروی پیشرانه موتور و جرم موتور بر سرعت فلاتر.

Table 2.

| مقادیر بی بعد فلاتر | سرعت فلاتر | مقادیر بی بعد | سرعت فلاتر |
|--|---------------|--|---------------|
| $P_i = 2, \eta_e = 0/1, \lambda = \frac{\pi}{4}$ | ۷۵ m/s | $P_i = 1, \eta_e = 0/1, \lambda = \frac{\pi}{4}$ | ۷۵ m/s |
| $P_i = 2, \eta_e = 0/3, \lambda = \frac{\pi}{4}$ | ۷۱ m/s | $P_i = 2, \eta_e = 0/1, \lambda = \frac{\pi}{4}$ | ۷۳ m/s |
| $P_i = 2, \eta_e = 0/5, \lambda = \frac{\pi}{4}$ | ۶۹ m/s | $P_i = 4, \eta_e = 0/1, \lambda = \frac{\pi}{4}$ | ۶۸ m/s |

جدول ۳: تاثیر زاویه عقب‌گرد بال و طول لایه پیزوالکتریک بر سرعت فلاتر.

Table 3.

| مقادیر بی بعد فلاتر | سرعت فلاتر | طول لایه برای مقادیر بی بعد | سرعت فلاتر |
|--|---------------|-----------------------------|---------------|
| $P_i = 1, \eta_e = 0/1, \lambda = \frac{\pi}{6}$ | ۷۳ m/s | $L_p = 0/35m$ | ۷۲ m/s |
| $P_i = 1, \eta_e = 0/1, \lambda = \frac{\pi}{4}$ | ۷۵ m/s | $L_p = 0/4m$ | ۷۵ m/s |
| $P_i = 1, \eta_e = 0/1, \lambda = \frac{\pi}{3}$ | ۸۰ m/s | $L_p = 0/45m$ | ۷۹ m/s |

برای نشان دادن کارایی سیستم کنترلی طراحی شده، سیستم کنترلی بر روی بال اعمال شده است. ابتدا برای مقادیر بی‌بعد $\eta_e = -0/1, Y = \pi/4, X_e = 0/3$ و $P_i = 1, Y_e = -0/25$ نمودار انحراف بی‌بعد نوک، میانه و $L/6$ بال در سرعت فلاتر رسم شده است. در این نتایج انحراف بال نسبت به عرض بال بی‌بعد شده است. سه شکل ۴، ۵ و ۶ به ترتیب انحراف بی‌بعد نوک بال، میانه بال و $L/6$ بال را در سرعت فلاتر و بر حسب زمان نشان می‌دهند. در این شکل‌ها بخش توپر ارتعاشات بال بدون اعمال لایه های پیزوالکتریک است و بخش خطچین ارتعاشات بال را با اعمال لایه پیزوالکتریک مشخص می‌کند. همان‌طور که از هر سه شکل مشخص است با نزدیک شدن به ریشه بال دامنه ارتعاشات سیستم بدون اعمال عملگرهای پیزوالکتریک مقدار کمتری پیدا کرده است ولی در هر سه حالت سیستم با گذشت چند ثانیه نوسانات با دامنه تقریباً ثابت در طول زمان پیدا می‌کند که حضور سیستم را در سرعت فلاتر و در مرز پایداری نشان می‌دهد. با اعمال سیستم کنترلی این نوسانات تا حد قابل مطلوبی میرا شده است. همان‌طور که از هر سه شکل مشخص است سیستم کنترلی توانسته است به خوبی دامنه ارتعاشات را در هر سه

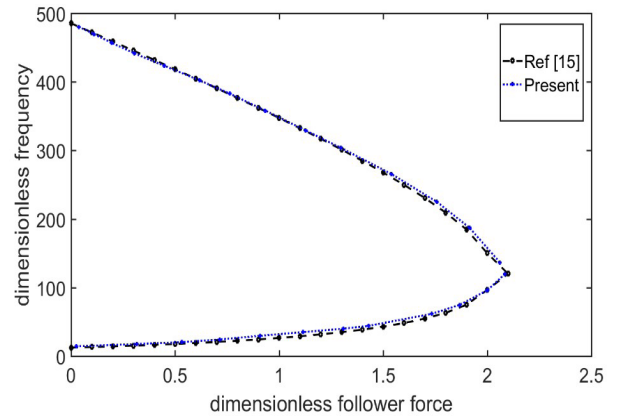


Fig. 3.

شکل ۳: اعتبارسنجی نتایج.

جدول ۱: مشخصات مجموعه بال و موتور به همراه پیزوالکتریک

Table 1.

| مشخصه | اندازه | واحد |
|---|--------------------|----------|
| طول بال (L) | ۶/۱ | m |
| ضخامت بال (h) | ۰/۱۴۶۴ | m |
| سختی خمشی (EI) | ۹۷۶۵۰۰۰ | $N.m^2$ |
| سختی پیششی (GJ) | ۹۸۹۰۰۰ | $N.m^2$ |
| ممان اینرسی بال (mk_m^2) | ۸/۶۹۵ | $kg.m$ |
| جرم بر واحد طول بال (m) | ۳۵/۶۹۵ | kg/m |
| نصف طول وتر بال (b) | ۰/۹۱۵ | m |
| ممان اینرسی موتور (IM) | ۲۰ | $kg.m$ |
| طول پیزو (L_p) | ۰/۴ | m |
| عرض پیزو (b_p) | ۱/۸۲ | m |
| ضخامت پیزو (h_p) | ۰/۰۰۱ | m |
| چگالی پیزو (ρ_p) | ۷۷۰۰ | kg/m^3 |
| مدول الاستیسیته پیزو (E_p) | $99/2 \times 10^9$ | N/m^2 |
| ثابت پیزوالکتریک (e_{31}) | -۴/۱ | - |
| چگالی جریان هوا (ρ_∞) | ۱/۲۲۴۲۴۴ | kg/m^3 |
| فاصله‌ی بین مرکز ثقل و محور الاستیک بال (γ_θ) | -۰/۱۸۳ | m |

که مشخص است با افزایش زاویه عقب‌گرد سرعت فلاتر نیز بیشتر می‌شود. همچنین نتایج نشان می‌دهد که هرچند اثر طول لایه های پیزوالکتریک بر محدوده پایداری خیلی قابل توجه نیست، اما افزایش طول این لایه‌ها در شرایط خاص مورد بررسی باعث تعویق فلاتر شده است. در واقع وجود اثرات لایه‌های پیزوالکتریک در ماتریس‌های جرم و سختی به طور همزمان باعث می‌شود تا تغییر خصوصیات هندسی این لایه‌ها باعث تغییر در مرز فلاتر سیستم گردد.

حالت میرا کند.

انتخاب بهره کنترلی به منظور عملکرد مطلوب سیستم همواره حائز اهمیت بوده است. شکل ۷ تاثیر بهره کنترلی K_p را بر روی عملکرد سیستم کنترلی نشان می‌دهد. تاثیر بهره K_p به مراتب بیشتر از تاثیر بهره کنترلی K_d بر روی سیستم است به طوری که با تغییر K_d تغییر محسوسی در پاسخ سیستم کنترلی مشاهده نمی‌شود.

برای نشان دادن ولتاژ لایه‌های پیزوالکتریک، ولتاژ سنسور و عملگر اول، هفتم و دوازدهم مطابق شکل‌های ۸ و ۹ رسم شده است. مطابق شکل ۲ عملگرها بالای بال و سنسورها پایین بال نصب شده‌اند. جفت لایه پیزوالکتریک اول در فاصله ۰ تا ۰/۴ متری از ریشه بال و جفت لایه هفتم تقریباً در میانه بال و در فاصله ۳ تا ۳/۴ متری قرار دارند. همچنین جفت لایه دوازدهم تقریباً در انتهای بال و در فاصله ۵/۵ تا ۵/۹ متری از ریشه بال قرار گرفته‌اند. همان‌طور که انتظار می‌رود با میرا شدن ارتعاشات بال و گذشت زمان ولتاژ هر سه سنسور و متعاقب آن ولتاژ عملگرهای پیزوالکتریک کم می‌شود. با توجه به اینکه سنسور دوازدهم در انتهای بال قرار دارد در نتیجه در معرض جابجایی بیشتری است و ولتاژ ایجاد شده در این سنسور نسبت به دو سنسور اول و هفتم بیشتر بوده است. همچنین سنسور اول هم جابجایی

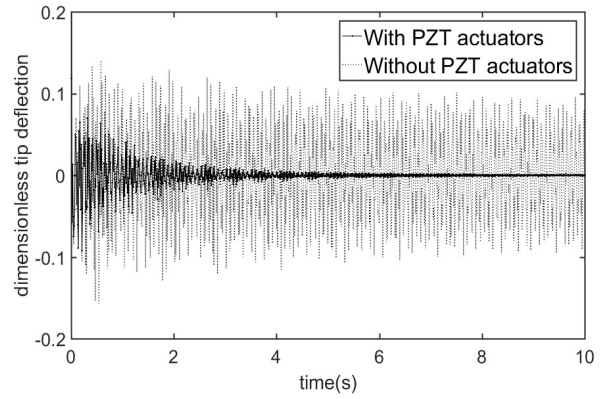


Fig. 4.

شکل ۴: انحراف بی بعد نوک بال بر حسب زمان در سرعت فلاتر برای مقادیر بی بعد.

$$P_i = 1, \eta_e = 0/1, \lambda = \frac{\pi}{4}, X_e = 0/3, Y_e = -0/25$$

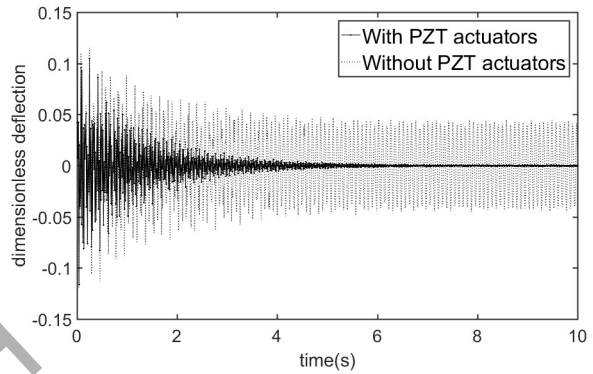


Fig. 5.

شکل ۵: انحراف بی بعد میانه بال ($L/2$ م بال) بر حسب زمان در سرعت فلاتر برای مقادیر بی بعد.

$$P_i = 1, \eta_e = 0/1, \lambda = \frac{\pi}{4}, X_e = 0/3, Y_e = -0/25$$

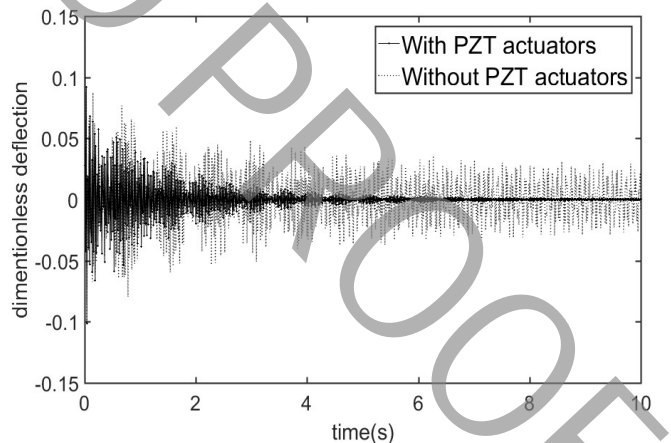


Fig. 6.

شکل ۶: انحراف بی بعد $L/6$ م بال بر حسب زمان در سرعت فلاتر برای مقادیر بی بعد.

$$P_i = 1, \eta_e = 0/1, \lambda = \frac{\pi}{4}, X_e = 0/3, Y_e = -0/25$$

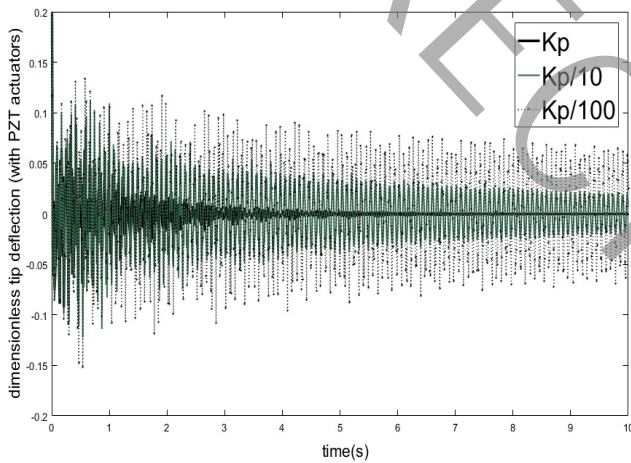


Fig. 7.

شکل ۷: تاثیر بهره کنترل K_p بر روی سیستم کنترلی.

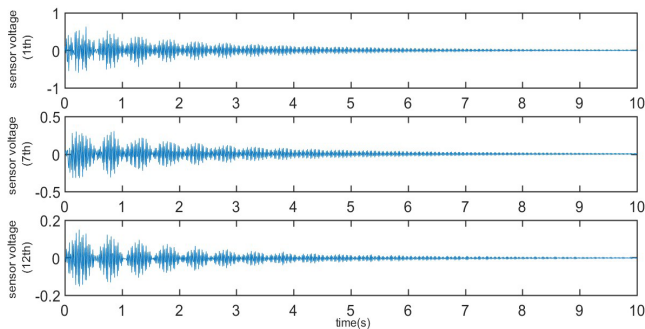


Fig. 8.

شکل ۸: ولتاژ سنسور اول، هفتم و دوازدهم بر حسب زمان.

فهرست علائم

علائم انگلیسی

| | |
|------------|---|
| A | سطح مقطع (m^2) |
| AC | مرکز آیرودینامیک بال |
| AE | محور الاستیک بال |
| b | نصف طول وتر بال (m) |
| b_p | عرض لایه پیزو (m) |
| c_e | ثابت پیزو (C/m^2) |
| Cg | مرکز ثقل |
| d | جابجایی الکتریکی پیزو |
| EI_y | سختی خمشی ($N.m^2$) |
| E_p | مدول الاستیسیته پیزو (N/m^2) |
| E_z | میدان الکتریکی لایه پیزو |
| GJ | سختی پیچشی ($N.m^2$) |
| h_f | ضخامت بال (m) |
| h_p | ضخامت پیزو (m) |
| I_M | ممان اینرسی موتور ($kg.m$) |
| K_d | بهره کنترلر لیاپانوف |
| Kp | بهره کنترلر لیاپانوف |
| L | طول بال (m) |
| L_p | طول پیزو (m) |
| m | جرم بر واحد طول (kg/m) |
| M_e | جرم موتور (kg) |
| mk_m^2 | ممان اینرسی تیر ($kg.m$) |
| p | نیروی پیشرانه موتور (N) |
| R | بردار موقعیت |
| T | انرژی جنبشی (J) |
| U | انرژی پتانسیل (J) |
| v | ولتاژ (v) |
| W | کار نیروهای خارجی (J) |
| x_1 | موقعیت ابتدایی لایه پیزو (m) |
| x_2 | موقعیت انتهایی لایه پیزو (m) |
| y_θ | فاصله‌ی بین مرکز ثقل و محور الاستیک بال (m) |

علائم یونانی

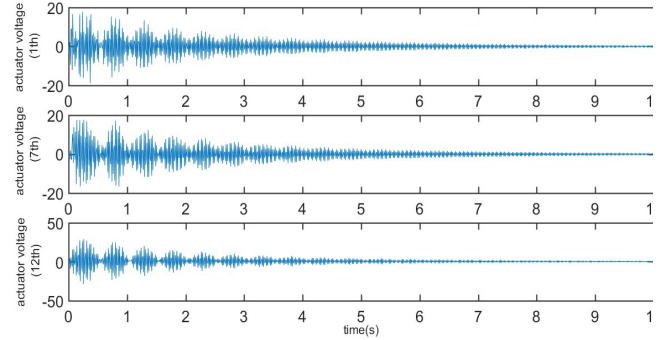


Fig. 9.

شکل ۹: ولتاژ عملگر اول، هفتم و دوازدهم بر حسب زمان.

کمتری را نسبت به سنسور دوم حس می‌کند در نتیجه ولتاژ کمتری را نتیجه می‌دهد. با توجه به ولتاژ حس شده توسط سنسورها سیستم کنترلی ولتاژی را به عملگرها اعمال می‌کند که مطابق شکل ۸ است.

۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش به منظور تعدیل ارتعاشات یک بال با زاویه عقب‌گرد و دارای یک موتور، از لایه‌های پیزوالکتریک استفاده شده است. معادلات حرکت بال به همراه لایه‌های پیزوالکتریک متصل به آن با استفاده از اصل هامیلتون به دست آمده‌اند و به وسیله روش مودهای فرضی و انتگرال‌گیری عددی بر روی دامنه حل شده‌اند. همچنین ولتاژ اعمالی به این لایه‌ها بر اساس کنترلر لیاپانوف طراحی شده است. تاثیر پارامترهای مختلف همچون نیروی پیشرانه، زاویه عقب‌گرد، جرم موتور و طول لایه‌های پیزوالکتریک بر سرعت فلاتر بال بررسی شده است. با توجه به نتایج بدست آمده افزایش نیروی پیشران و جرم موتور منجر به کاهش سرعت فلاتر و افزایش زاویه عقب‌گرد بال و طول لایه پیزوالکتریک باعث افزایش سرعت فلاتر (تعویق فلاتر) می‌شود. به منظور بررسی کارایی سیستم کنترلی، کنترلر در سرعت فلاتر بر سیستم اعمال شده است و مقدار انحراف بی‌بعد سه موقعیت متفاوت از بال بر حسب زمان رسم و مورد بررسی قرار گرفته شده است. نتایج به دست آمده حاکی از قابلیت بالای سیستم کنترلی است. همچنین با توجه به تاثیر بهره‌های کنترلی لیاپانوف در پاسخ سیستم کنترلی، لازم است بهره‌های کنترلی لیاپانوف برای مقادیر مختلف پارامترهای سیستم به طور مجزا انتخاب شوند تا پاسخی به مراتب بهتر و سریع‌تر حاصل شود. در نهایت نحوه تغییر ولتاژ لایه‌های پیزوالکتریک در طی فرآیند کنترل برای سه لایه در نقاط مختلف بال رسم شده است. نتایج حاکی از آن است که برای میرا شدن ارتعاشات بال ولتاژ القا شده در لایه‌های پیزوالکتریک که به نوک بال نزدیک‌ترند بیشتر است.

analytical solutions for vibration control of a cantilevered column using a piezoelectric actuator. *Smart Materials and Structures*, 12(2), 193-199.

- [10] Kim, H. W., & Kim, J. H. (2005). Effect of piezoelectric damping layers on the dynamic stability of plate under a thrust. *Journal of Sound and Vibration*, 284(3), 597-612.
- [11] Fazelzadeh, S. A., & Azadi, M. (2007). Active Nonlinear Aeroelastic Control for Damping Vibration of a Tank Attached to the Wing. Presented at the Amirkabir university of technology: Fifteenth Annual Mechanical Conference (ISME2007). Print. (in Persian)
- [12] Song, Z. G., & Li, F. M. (2011). Active aeroelastic flutter analysis and vibration control of supersonic beams using the piezoelectric actuator/sensor pairs. *Smart Materials and Structures*, 20(5), 55-68.
- [13] Song, Z. G., & Li, F. M. (2012). Active aeroelastic flutter analysis and vibration control of supersonic composite laminated plate. *Composite Structures*, 94(2), 702-713.
- [14] Li, F. M. (2012). Active aeroelastic flutter suppression of a supersonic plate with piezoelectric material. *International Journal of Engineering Science*, 51, 190-203.
- [15] Azadi, V., Azadi, M., Fazelzadeh, S. A., & Azadi, E. (2014). Active control of an fgm beam under follower force with piezoelectric sensors/actuators. *International Journal of Structural Stability and Dynamics*, 14(02), 1350-1363.
- [16] Fazelzadeh, S. A., Azadi, M., & Azadi, E. (2017). Suppression of nonlinear aeroelastic vibration of a wing/store under gust effects using an adaptive-robust controller. *Journal of Vibration and Control*, 23(7), 1206-1217.
- [17] Mazidi, A. (2011). Critical and post-critical behavior analysis of elastic aircraft wings subjected to non-conservative loads (PHD thesis). Shiraz University Faculty of Mechanical Engineering.
- [18] Hodges, D. H., & Dowell, E. H. (1974). Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of twisted nonuniform rotor blades.
- [19] Mazidi, A., & Fazelzadeh, S. A. (2011). Aeroelastic modeling and flutter prediction of swept wings carrying twin powered engines. *Journal of Aerospace Engineering*, 26(3), 586-593.
- [20] Hodges, D. H., & Pierce, G. A. (2011). Introduction to structural dynamics and aeroelasticity (Vol. 15). cambridge university press.
- [21] Goland, M., & Luke, Y. L. (1948). The flutter of a uniform wing with tip weights. *Journal of Applied Mechanics*, 15(1), 13-20.

| | |
|--------------|-------------------------------|
| δD | دلتای دیراک |
| ϵ_p | ثابت دی الکترونیک پیزو (nF/m) |
| A | زاویه عقب‌گرد (rad) |
| ρ | چگالی (kg/m ³) |

زیر نویس

| | |
|----------|----------------|
| a | عملگر |
| e | موتور |
| p | پیزو الکترونیک |
| s | سنسور |
| ∞ | جریان هوا |

بالا نویس

شرایط مرجع

منابع

- [1] Pourshamsi, H., Mazidi, A., & Fazelzadeh, S. A. (2015). Flutter analysis of an aircraft wing carrying, elastically, an external store. *Modares Mechanical Engineering*, 15(1), 49-58.
- [2] Wright, J. R., & Cooper, J. E. (2008). Introduction to aircraft aeroelasticity and loads. John Wiley & Sons.
- [3] Peters, D. A., Karunamoorthy, S., & Cao, W. M. (1995). Finite state induced flow models part I: Two-dimensional thin airfoil. *Journal of Aircraft*, 32(2), 313-322.
- [4] Peters, D. A. (2008). Two-dimensional incompressible unsteady airfoil theory—an overview. *Journal of Fluids and Structures*, 24(3), 295-312.
- [5] Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., & Halfman, R. L. (1955). *Aeroelasticity*, Addison-Wesley Publishing Company.
- [6] Azimi, S. M. H., Mazidi, A., & Azadi, M. (2017). Active control of an elastic beam with external mass under the thrust force. Presented at the Sixteenth International Conference of Iranian Aerospace Society (AERO2017), Print. (in Persian)
- [7] Peng, X. Q., Lam, K. Y., & Liu, G. R. (1998). Active vibration control of composite beams with piezoelectrics: a finite element model with third order theory. *Journal of Sound and Vibration*, 209(4), 635-650.
- [8] He, X. Q., Ng, T. Y., Sivashanker, S., & Liew, K. M. (2001). Active control of FGM plates with integrated piezoelectric sensors and actuators. *International journal of solids and structures*, 38(9), 1641-1655.
- [9] Yang, Y., Ju, C., & Soh, C. K. (2003). Analytical and semi-