

بررسی عملکردی سیستم کنترل نیمه فعال در میراسازی ارتعاشات موتور بالگرد

در این مقاله به استفاده از جاذب ارتعاشی جهت میرا کردن ارتعاشات توسط موتور بالگرد می پردازیم، ارتعاشات موتور سبب ایجاد محیط های دینامیکی شدیدی می شود که در این بین، ارتعاشات با ورودی سینوسی سهم اصلی در تخریب بالگرد را دارد. با استفاده از سیستم میراگر مقاله که در واقع جاذبی نیمه فعال است، در فرکانس های پایین تا ۲۰٪ بیشتر به میراسازی ارتعاشات نسبت به جاذب غیر فعال عمل می کند و از آنجایی که موتور بالگرد تحت ارتعاشات مختلف قرار دارد، میراگر نیمه فعال تا ۹۶٪ این ارتعاشات در شرایط مختلف کاری موتور را میرا خواهد کرد.

علیرضا شاهی^۱

کارشناسی ارشد

میرابوالفضل مختاری^۲

استادیار

میثم جلالوند^۳

کارشناسی ارشد

واژه های راهنما: بالگرد، جاذب ارتعاشات، موتور، میراگر

۱- مقدمه

ارتعاشات پدیده ای ناگزیر در صنعت است که اغلب خرابی های عمده را به بار می آورد [۱]. یکی از روش های کاربردی برای کنترل ارتعاشات استفاده از جاذب های غیرفعال می باشد [۲]. عدم نیاز به راه اندازی اولیه و تغییر میراگر با تغییر دما از مزایای این جاذب ها می باشد [۳]. با توجه به اینکه بالگردها توسط موتور و سایر اجزاء، تحت بارهای دینامیکی و ارتعاشی گسترده با رژیم های بالا در فازهای مختلف پرواز قرار دارند، طراحی مناسب سازه و انجام تحلیل های دقیق برای حصول رفتار مناسب سازه در این سامانه از اهمیت زیادی برخوردار است [۴ و ۵]. با توجه به بالا بودن هزینه های تعمیرات و نگهداری در این صنعت، بهترین روش بررسی راهکارهایی برای جلوگیری از وارد شدن بارهایی مختلف به اجزای بالگرد و زیر سیستم های آن و یا خنثی سازی این ارتعاشات با صرف کمترین هزینه و جلوگیری از ضرر و یا بهینه سازی سازه ها برای جلوگیری از شکست مأموریت پروازی ما است [۶].

^۱ کارشناسی ارشد، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران، shahishahi.1375@gmail.com

^۲ نویسنده مسئول، استادیار، گروه خلبانی، دانشکده پرواز، دانشگاه افسری امام علی (ع)، تهران، ایران، s.abolfazl.mokhtari@aut.ac.ir

^۳ کارشناسی ارشد، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید ستاری، تهران، ایران، meysam007860032@gmail.com

بالگردها با توجه به اهداف پروازی و مأموریت‌های حساس مورد نظر و مهم آنها از اجزای مختلف و سیستم‌های پیچیده مهندسی که علوم مختلف در طراحی و تولید آنها نقش بسزایی دارند تشکیل شده‌اند [۷]. برای دستیابی به بالگرد با راندمان بالا باید مسائل و مشکلات مربوط به طراحی، ساخت، تولید و آزمایشات گوناگون را به نحوی حل نمود که عملکرد مطلوب و مورد انتظار ما حاصل شود [۸ و ۹] و بتوان بالگرد پر قدرت با سیستم‌های کنترل و هدایت با توجه به نوع بکارگیری بالگرد و اهداف پروازی ما برآورده شود که کمترین میزان ارتعاشات در سیستم بالگرد متأثر باشد و بتوان بالگرد را از نظر ارتعاشات وارده از قسمت‌های مختلف آن بخصوص موتور میراشده دانست و صدمات احتمالی وارده از این قسمت‌ها را به حداقل رساند [۱۱].

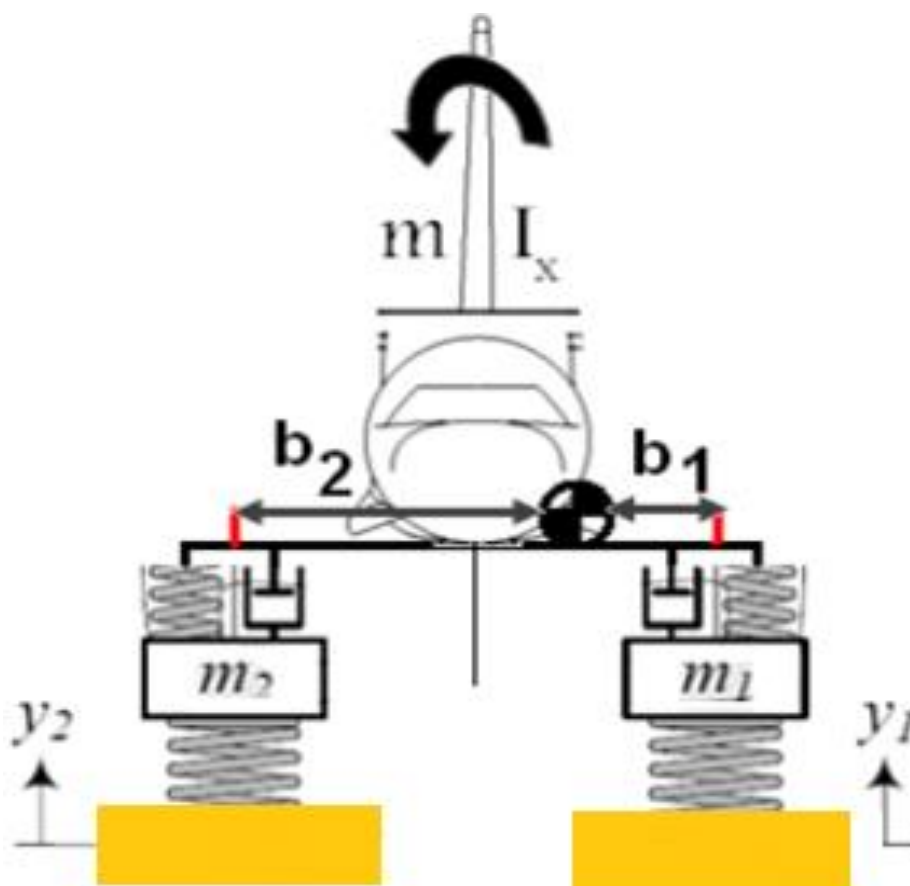
از جمله کارایی میراگرهای نیمه‌فعال و غیرفعال را می‌توان در کاهش نویز توربین‌های بادی [۱۲] کنترل ارتعاشات بازوهای رباتیکی [۱۳] کاهش ارتعاشات چرخ دنده‌ها [۱۴] کاهش ارتعاشات تیرها [۱۵] کاهش ارتعاشات سازه‌های ساختمانی و فلزی [۱۶] کاهش نویز ریل [۱۷] همچنین کاهش نویز و ارتعاشات سیستم‌های پوسته‌ای اشاره نمود [۱۸].

نوآوری جاذب ارتعاشات مقاله نسبت به جاذب‌های ارتعاشی مرسوم در این است که این جاذب دامنه ارتعاشات موتور را در فرکانس‌های بالاتر از ۱۰۰ هرتز به طور محسوسی کاهش می‌دهد و می‌توان گفت عملکردی ۲۰٪ بهینه نسبت به جاذب غیرفعال و ۱۰٪ بهتر از جاذب فعال را دارد.

۲- شرح مسئله

جابجایی سریع بالگرد در مانورهای نظامی و مأموریت‌های خاص پروازی سبب ایجاد فشار بالای احتراق موتور بالگرد می‌شود و بلند شدن ناگهانی بالگرد از روی سکو پرواز، بارهای آکوستیکی قابل توجهی توسط موتور تولید می‌کند و این ارتعاش ناگهانی سبب رانش ناگهانی و شدید موتور می‌شود که این خود عاملی برای ایجاد توربولانس منابع آئرودینامیکی، تلاطم سوخت در مخازن سوختی، بارهای تحریک شده توسط دینام و اختلال شدید در عملکرد پرواز و تجهیزات پرواز می‌باشد که عدم استفاده از جاذب‌های ارتعاشی که تأمین و نصب آن با کمترین هزینه امکان دارد سازه‌ای هوافضایی در طول عمر کاری خود تحت محیط‌های دینامیکی متفاوت و شدیدی مانند ارتعاشات اتفاقی، سینوسی، شوک و ... قرار می‌گیرند. بررسی اثرات ارتعاشی موتورهای بالگرد به ما ثابت خواهد کرد که در موارد خاص ارتعاشات اتفاقی حاصله از موتور سهم عمده‌ای از انواع ارتعاشات ایجاد شده می‌باشد. که نتایج مخربی دارد و تحلیل آن برای طراحی جاذب ارتعاشی مورد نیاز دارای اهمیت فراوانی است. [۱۹]

یکی از مهم‌ترین مباحث در طراحی سازه‌های نظامی بخصوص بالگردها رعایت اصول پدافند غیر عامل است، یکی از این اصول اختفا می‌باشد؛ در واقع هر چقدر سامانه و سازه‌ی بالگرد دارای ارتعاش کمتری باشد از دید دشمن مخفی‌تر است. اغلب سازه‌های هوا فضایی مخصوصاً بالگردها به علت نقص در موتورهایشان مشکل نویز حاصل از ارتعاشات را داشته‌اند. در واقع یک موتور نامیزان و میرا نشده از نظر سر صدای زیاد سبب ایجاد بارهای آکوستیکی شده است که این بارها حین پرواز زمانی به حداکثر خودش می‌رسد [۲۰] که بارهای دینامیکی به حداکثر خودش برسند.



شکل ۱- مدل ارتعاشی بالگرد از نمای جلو

این بارها از اثرات نوسان فشار روی بالگرد ایجاد می‌شود که از سرعت صوت و ماکزیمم نیروی پسای آئرو دینامیکی بوجود می‌آید؛ لذا از دیگر پارامترهای مهم در طراحی جاذب‌های ارتعاشی سازه‌های هوافضایی تحلیل آکوستیکی و به حداقل رساندن این بارها برای کاهش هزینه‌های ساخت می‌باشد. [۲۱] جاذب‌های شوک و ارتعاش جهت میرا کردن ارتعاشات وارده بر موتور بالگرد در این پروژه مورد مطالعه و بررسی قرار می‌گیرد و در نهایت با استفاده روش LQR و PID به طور کامل تأثیر بالای به کارگیری جاذب‌های ارتعاشی جهت به حداقل رساندن ارتعاشات موتور و ترانس‌میشن اثبات خواهد شد.

۳- نیروهای وارده موتور به بالگرد

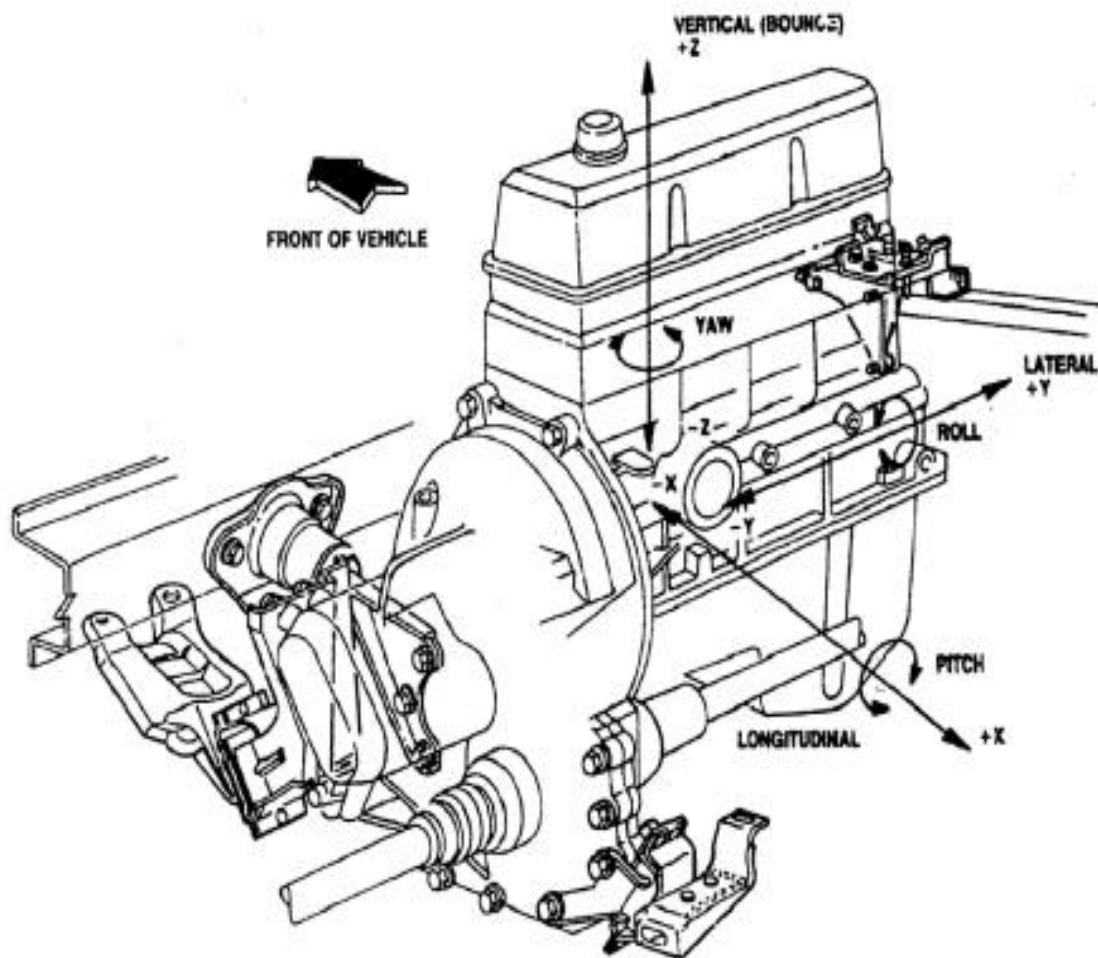
نیروهای که از موتور بالگرد به آن وارد می‌شود را می‌توان به دو دسته تقسیم نمود:

۱- شتاب استاتیک

۲- دینامیک محیط

شتاب‌های استاتیک در بالگرد در واقع در اثر رانش موتور ایجاد می‌شود و دینامیک محیط در اثر اختلالات صوتی (نویز) و احتراق و خاموش شدن موتور ایجاد می‌شود. برای سیستم چند درجه آزادی با میرایی ویسکوز داریم:

$$[M]\{\ddot{X}\} + [C]\{\dot{X}\} + [K]\{X\} = \{F(t)\} \quad (1)$$



شکل ۲- مدل ۴ درجه آزادی موتور بالگرد

جواب خصوصی معادله نهایی را با توجه به رابطه (۲) بدست می آوریم.

$$X(t) = \{X\} \sin \omega t \quad (2)$$

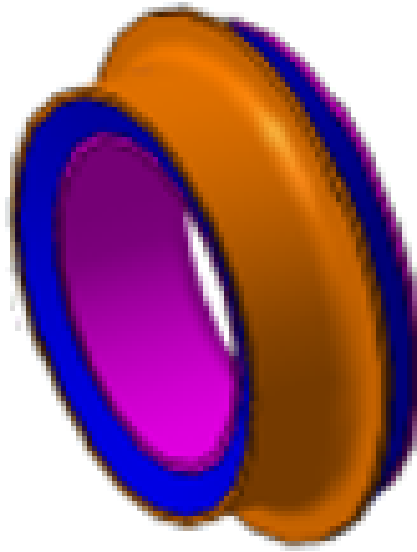
$$\ddot{X}(t) = -\omega^2 \{X\} \sin \omega t + k \quad (3)$$

$$-\omega^2 [M] \{X\} \sin \omega t + [K] \quad (4)$$

$$\{X\} \sin \omega t = \{0\} \quad (5)$$

$$\{[k] - \omega^2 [M]\} = \{0\} \quad (6)$$

$$\{[k] - \omega^2 [M]\} \{x\} = \{0\} \quad (7)$$



شکل ۳- مدل جاذب ارتعاشی بکار برده شده

جدول ۱- مقادیر فرکانس طبیعی بالگرد در حالت ۴ درجه آزادی

W_{n1}	W_{n2}	W_{n3}	W_{n4}
41.23 Hz	42.28 Hz	135.48 Hz	195.5 Hz

جدول ۲- مقادیر سفتی در حالت ۴ درجه آزادی

شماره فنر	مقدار بر حسب N/m	شماره فنر	مقدار بر حسب N/m
K1	3.1985e7	K8	3.2985e7
K2	3.1985e7	K9	3.2985e7
K3	3.1985e7	K10	3.3985e7
K4	3.1985e7	K11	2.4378e9
K5	3.1985e7	K12	2.4378e9
K6	3.1985e7	K13	2.3378e9
K7	3.1985e7	K14	2.3378e9

۴- کنترل کامل LQR^۴

کنترل بهینه به عنوان یکی از روش‌های مدرن کنترلی، جایگاه ویژه‌ای در بحث سیستم‌های کنترل دارد. یکی از روش‌های کنترلی بهینه رگولاتور درجه دوم خطی این روش برای سیستم‌های خطی بهینه بوده و با توجه به روند سراسر طراحی و سادگی ساختار آن در کاربردهای فراوانی با موفقیت مورد استفاده قرار گرفته است.

^۴Linear Quadratic Regulator

با اینکه روش LQR تنها برای سیستم‌های خطی بهینه بوده و پایداری سیستم را تضمین می‌کند؛ با استفاده از خطی‌سازی ژاکوبی، می‌توان آنرا به سیستم‌های غیرخطی نیز اعمال کرد؛ هرچند در اینصورت کنترل‌کننده دیگر بهینه نیست؛ اما در بسیاری از کاربردها عملکرد خوبی از خود نشان می‌دهد. مهمترین نتیجه کنترل مدرن در طراحی کنترل‌کننده فیدبک می‌باشد. اغلب مسئله را می‌توان در حوزه خطی و تا حدودی غیر مسائل غیر خطی را حل نمود.

$$J = \int_0^{\infty} [x^T(f)Qx(f) + u^T(f)Ru(t)] dt \quad (8)$$

در معادله (۸) ماتریس‌های Q و R مثبت نیمه معین می‌باشد و به شکل مربعی می‌باشند. در این حالت اگر $Q > 0$ باشد، در اینصورت خواهیم داشت.

$$x^T Q x > 0 \quad (9)$$

در معادله (۹) عدد مثبت و غیر صفری را مشخص می‌کند که اگر مقدار این معیار کوچک شود نشان‌دهنده آن است که در حالت عمومی خطا دارای دامنه کوچک می‌باشد.

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Q x) dx \quad (10)$$

۵- طراحی کنترل کامل LQR

برای طراحی سیستم جاذب ارتعاشی از نوع کنترل فعال، ابتدا سیستم خطی زیر را با شرایط اولیه $x(0) = X_0$ در نظر می‌گیریم.

$$\dot{X} = Ax + Bu \quad (11)$$

کنترل‌کننده‌ای بهینه است که عملکرد زیر را به حداقل برساند.

$$J = \int_{\delta}^{\infty} [x^T Q x + u^T R u] dt \quad (12)$$

$$Q \geq 0 < R \quad (13)$$

$$\dot{X} = (A - Bk)x \quad (14)$$

$$J = \int_0^{\infty} [x^T(t)(Qx + k^T R k)] + x(t) dt \quad (15)$$

برای اینکه بتوان به شکل حداکثری ارتعاشات سازه و نویزهای ایجادی را به حداقل رساند، باید سیستم پایدار و کنترل پذیر باشد.

در روش کنترل فعال معادله پایدار کننده k باید بتواند معیار طراحی را به ازای کلیه شرایط اولیه $x(0)$ را به حداقل برساند و در معادله (۱۶) صدق کند.

$$k = R^{-1} B^T P \quad (16)$$

۶- طراحی کنترل کامل PID^۵

کنترل کننده PID از نمونه‌های رایج در کنترل عملکرد بازخوردی در بسیاری از نمونه‌های بهینه‌سازی عملکرد نظیر کنترل سرعت موتور DC، کنترل فشار، کنترل دما و... کاربرد دارد. کنترل کننده PID مقدار خطا بین خروجی فرایند و مقدار ورودی مطلوب محاسبه می‌کند. هدف کنترل کننده، به حداقل رساندن خطا با تنظیم ورودی‌های کنترل فرایند است.

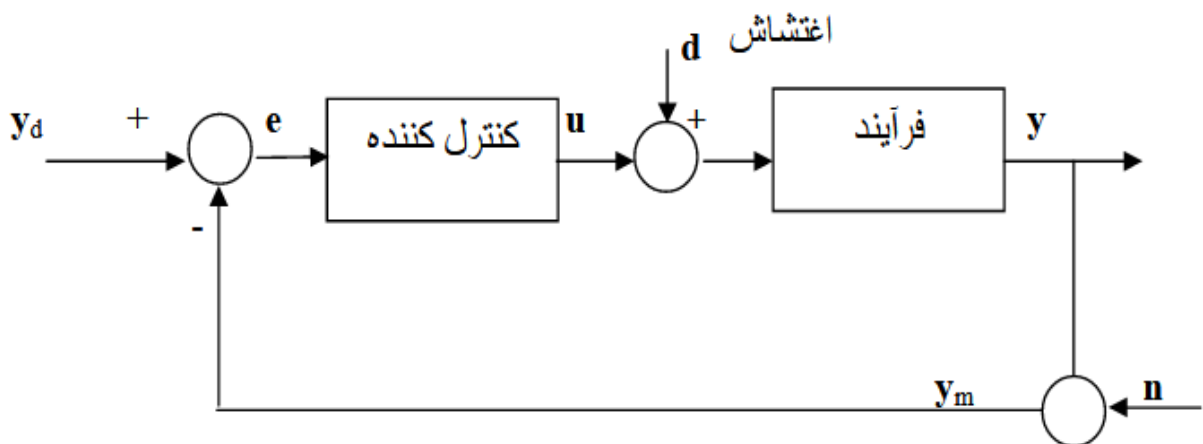
معادله عمومی یک کنترل فعال از نوع حالت فیدبک PID به شکل معادله (۱۷) می‌باشد.

$$u = K(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(c)dc + T_d \frac{de(t)}{dt}) \quad (17)$$

بنابراین تابع تبدیل یک کنترل کننده PID به صورت معادله (۱۸) خواهد بود.

$$G_c = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d \quad (18)$$

که در آن d مقدار اغتشاش و n نویز محیط باشد که به سیستم اعمال شده است. اگر تابع تبدیل مدار را تعیین نمایم خواهیم داشت.



شکل ۴- دیاگرام بلوکی کنترل فرایند PID

⁵ Proportional-Integral-Derivative Controller

$$y = \frac{G(s)K}{1+(s)K} y_d + \frac{G(s)}{1+G(s)K} d - \frac{G(s)K}{1+G(s)K} \quad (19)$$

مقدار بهره سیستم در مدار پیشرو را که مقدار $G(s)K$ می باشد.

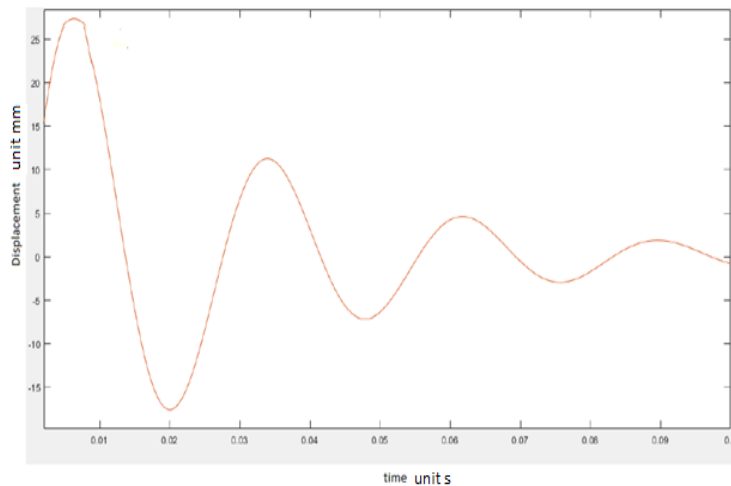
$$\frac{y}{y_d} = \frac{G(s)K}{1+G(s)K} = \frac{L(s)}{1+L(s)} \quad (20)$$

با افزایش بهره کنترل کننده تناسبی k مقدار بهره حلقه $L(s)$ افزایش می یابد و نسبت $\frac{L}{1+L}$ به عدد واحد نزدیک می گردد. لذا بهره تناسبی در جهت تنظیم خروجی بسیار مؤثر است. از طرف دیگر تأثیر اغتشاش d را بر روی خروجی ضعیف می کنیم.

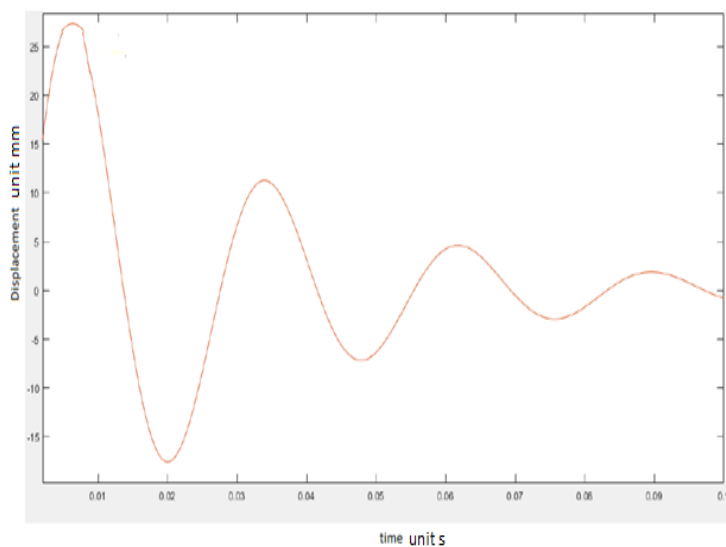
$$\frac{y}{d} = \frac{G(s)}{1+G(s)K} = \frac{G(s)}{1+L(s)} \quad (21)$$

۷- بررسی پاسخ سیستم

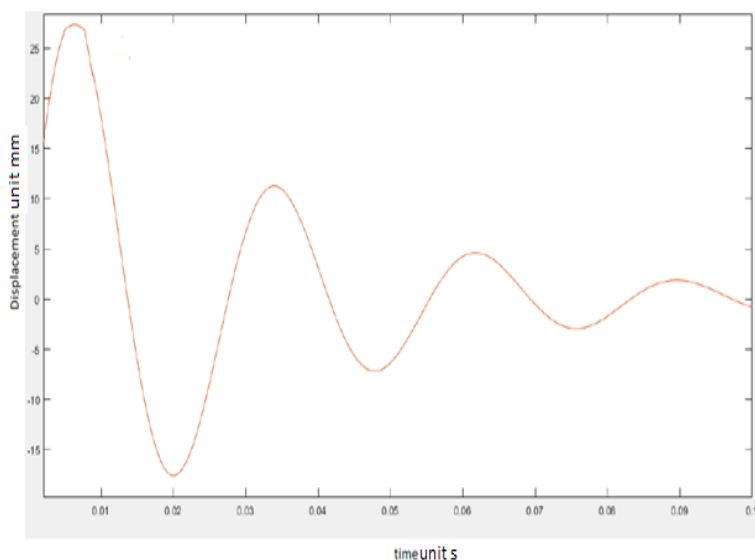
بعد از بررسی سیستم و بدست آمدن فرکانس طبیعی آن پاسخ سیستم را از آنجایی که موتور بالگرد شینوک از زمان حین پرواز، در لحظه پرواز، در لحظه انجام ماموریت پروازی و ارتعاشات نسبتاً زیادی ایجاد می کنند، به بررسی پاسخ موتور بعد از نصب جاذب ارتعاشی پروژه، در برابر ورودی های سینوسی، پله و مثلث پرداخته شده است و در ۳ حالت به تحلیل جاذب ارتعاشی موتور خواهیم پرداخت به این طریق که ابتدا فقط موتور را با جاذب ارتعاشی و در مراحل بعدی با استفاده از کنترل فعال و در مرحله بعدی ترکیبی از هر دو (میراگر فعال و میراگر غیرفعال) با استفاده از فرکانس طبیعی بالگرد پرداختیم. سیگنال ها با استفاده از الگوریتم کنترلی استفاده شد، در این سیستم سیگنالی را به تقویت کننده و سپس به محرک ها ارسال می شود. در ادامه به بررسی و تحریک سیستم با ورودی پله و سینوسی که اصلی ترین ارتعاشات ایجاد شده در موتور در بالگرد شینوک پرداخته شد.



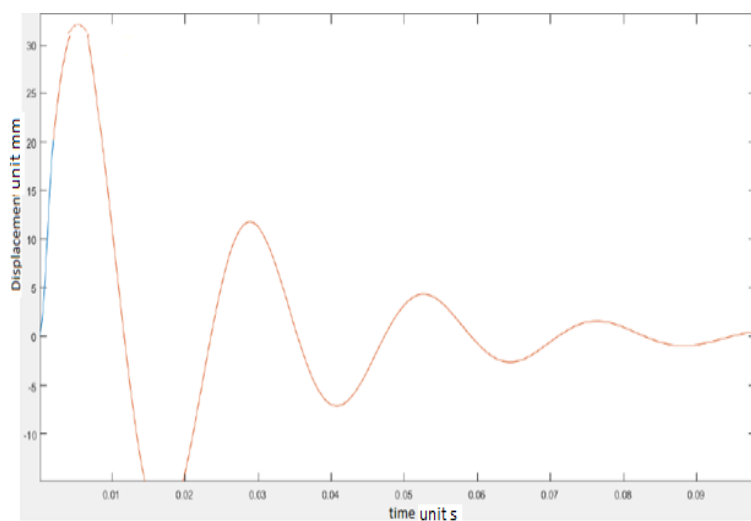
شکل ۵- پاسخ سیستم جاذب ارتعاشی غیرفعال به ورودی پله در حالت ۴ درجه آزادی در زمان ۰ تا ۱ ثانیه



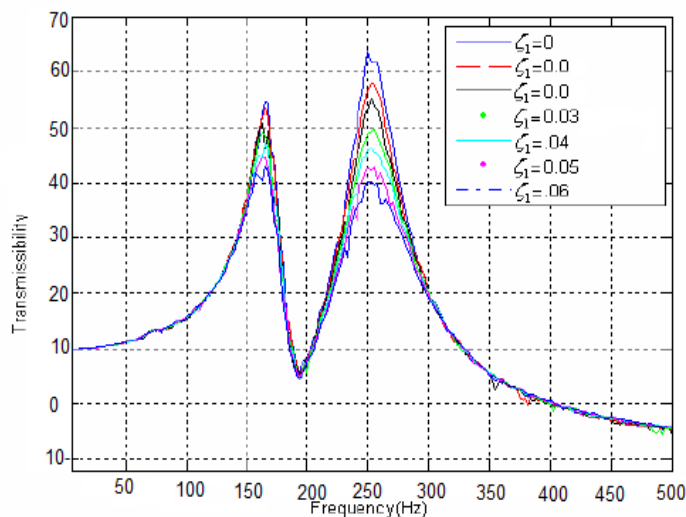
شکل ۶- پاسخ سیستم جاذب ارتعاشی غیرفعال به ورودی سینوسی در حالت ۴ درجه آزادی در زمان ۰ تا ۱ ثانیه



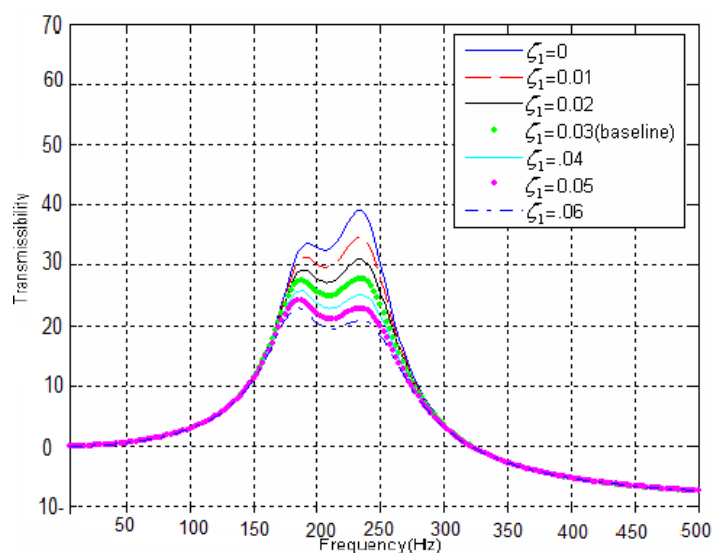
شکل ۷- پاسخ سیستم کنترل فعال به ورودی سینوسی در حالت ۴ درجه آزادی در زمان ۰ تا ۱ ثانیه



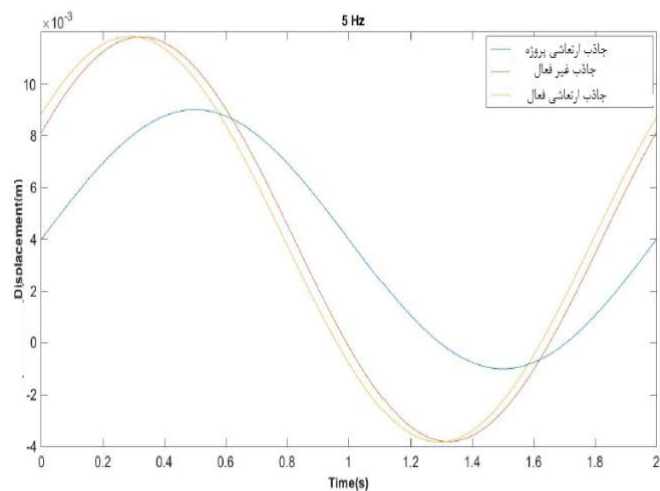
شکل ۸- پاسخ سیستم کنترل نیمه فعال در حالت ۴ درجه آزادی در زمان ۰ تا ۱ ثانیه



شکل ۹- تغییرات نمودار انتقال پذیری جاذب غیرفعال (پایه الاستومری) با میرایی متغیر



شکل ۱۰- تغییرات نمودار انتقال پذیری جاذب نیمه فعال با میرایی متغیر



شکل ۱۱- پاسخ سیستم کنترل نیمه فعال و غیر فعال و فعال در فرکانس ۵ هرتز در زمان ۰ تا ۱ ثانیه برای مقایسه عملکردی آنها

۸- نتیجه گیری

با توجه به نمودارهای استخراج شده و جمع بندی تحلیل های انجام شده می توان به این نتیجه رسید که جاذب ارتعاشات، دامنه ارتعاشات موتور را در فرکانس های بالاتر از ۱۰۰ هرتز به طور محسوسی کاهش می دهد و در فرکانس های پایین عملکرد کنترل فعال و ترکیب آن با جاذب پایه الاستومری بهتر است و می توان گفت عملکردی ۲۰٪ بهینه نسبت به جاذب غیر فعال و ۱۰٪ بهتر از جاذب فعال دارد. از آنجایی که موتور بالگرد در طول مدت زمان انجام مأموریت پروازی خود تحت ارتعاشات مختلف با دامنه ارتعاشی بالا قرار می گیرند، سیستم طراحی شده به طور محسوسی ارتعاشات ایجاد می کند و حداکثر تا ۹۶٪ این ارتعاشات را میرا می کند و از وارد شدن صدمات احتمالی به موتور و بالگرد جلوگیری می کند.

مراجع

- [1] B. Blazejczyk-Okolewska, "Analysis of an Impact Damper of Vibrations", *Chaos Soliton Fract*, Vol. 12, No. 11, pp. 1983-1988, 2001, [https://doi.org/10.1016/S0960-0779\(00\)00146-6](https://doi.org/10.1016/S0960-0779(00)00146-6).
- [2] V. L. Shinde, and A. K. Pathak, "Review on Particle Damping Technique for Vibration Suppressi- on", *International Journal of Innovative Research in Science*, Vol. 5, No. 3, pp. 2890-2895, 2016, DOI:10.15680/IJRSET.2016.0503028.
- [3] Z. Lu, Z. Wang, S. F. Masri, and X. Lu, "Particle Impact Dampers: Past, Present, and Future", *Structural Control Health Monitoring*, Vol. 25, No. 1, pp. 5-35, 2017, <https://doi.org/10.1002/stc.2058>.
- [4] K. Narendra, "Adaptation and Learning in Automatic Systems," in *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 19, No. 2, pp. 173-174, April 1974, doi: 10.1109/TAC.1974.1100494.
- [5] K. J. Astrom, and B. Wittenmark, "Adaptive Control 2nd Edition", in *IEEE Control Systems Magazine*, Vol. 16, No. 2, pp. 87-, April 1996, doi: 10.1109/MCS.1996.487415.
- [6] T. Dahlberg, "On Optimal use of the Mass of a Dynamic Vibration Absorber", *Journal of Sound Vibration*, Vol. 132, No. 3, pp. 518-522, 1989, [10.1016/0022-460X\(89\)90645-7](https://doi.org/10.1016/0022-460X(89)90645-7).
- [7] N. Jalili, and E. Esmailzadeh, "Optimum Active Vehicle Suspensions with Actuator Time Delay", *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, Vol. 123, 2001, <https://doi.org/10.1115/1.1345530>.
- [8] S. M. Hasheminejad, A. H. Rabiee, and A. Markazi, "Dual-functional Electromagnetic Energy Harvesting and Vortex-induced Vibration Control of an Elastically Mounted Circular", *Journal of Engineering Mechanics*, Vol. 144, No. 3, 2017, [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)EM.1943-7889.0001411](https://doi.org/10.1061/(ASCE)EM.1943-7889.0001411).

- [9] Y. Li, W. Shen, and H. Zhu, "Vibration Mitigation of Stay Cables using Electromagnetic Inertial Mass Dampers: Full-scale Experiment and Analysis", *Engineering Structures*, Vol. 200, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.engstruct.2019.109693>.
- [10] J. J. Wijker, "*Spacecraft Structures*", Springer-Verlag Berlin, Heidelberg, Vol. 3122, No. 41, pp. 5231-82, 2008, <https://doi.org/10.1007/978-3-540-75553-1>.
- [11] D. J. Mead, "*Passive Vibration Control*", New York: John Wiley & Sons Ltd, Vol. 332, No. 21, pp. 2356-82, 2020, <https://doi.org/10.1007/978-3-540-75553-1>.
- [12] J. Chen, and C.T. Georgakis, "Tuned Rolling-ball Dampers for Vibration Control in Wind Turbines", *Journal of Sound*, Vol. 332, No. 21, pp. 5271-82, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2013.05.019>.
- [13] A. R. Timmins, and R. E. Heuser, "A Study of First-day Space Malfunctions", *NASA Technica*, Vol. 112, No. 71, pp. 325-82, 2013, <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740026213>.
- [14] J. E. Jam, and A. A. Fard, "Application of Single Unit Impact Dampers to Reduce Undesired Vibration of the 3R Robot Arms", *International Journal of Aerospace Sciences*, Vol. 2, No. 2, pp. 49-54, 2013, [doi:10.5923/j.aerospace.20130202.04](https://doi.org/10.5923/j.aerospace.20130202.04).
- [15] W. Xiao, Y. Huang, H. Jiang, H. Lin, and J. Li, "Energy Dissipation Mechanism and Experiment of Particle Dampers for Gear Transmission under Centrifugal Loads", *Particuology*, Vol. 27, pp. 40-50, 2016, <https://doi.org/10.1016/j.partic.2015.10.007>.
- [16] M. Zurawski, and R. Zalewski, "Damping of Beam Vibrations using Tuned Particles Impact Damper", *Applied Sciences*, Vol. 10, No. 18, pp. 6334-43, 2020, <https://doi.org/10.3390/app10186334>.
- [17] J. Wang, B. Wang, Z. Liu, and H. Zhang, "Seismic Response Mitigation of Building Structures with a Novel Vibro-impact Dual-mass Damper", *Engineering Structures*, Vol. 215, pp. 110673, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.engstruct.2020.110673>.
- [18] J. Jin, W. Yang, H. Koh, and D. Park, "Development of Tuned Particle Impact Damper for Reduction of Transient Railway Vibrations", *Applied Acoustics*, Vol. 169, pp. 107487, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2020.107487>.
- [19] S. J. Gaydos, "Low Back Pain: Considerations for Aeromedical", *Researchlab Lab Fort Rucker*; Vol. 98, pp. 323-351, 2012, DOI: 10.3357/ asem.3274.2012
- [20] J. R. Davis, R. Johnson, and J. Stepanek, "Fundamentals of Aerospace Medicine", Lippincott Williams & Wilkins, Vol. 93, pp. 251-3891, 2008, https://books.google.com/books/about/Fundamentals_of_Aerospace_Medicine.html?id=_6hymYAgC6MC.
- [21] G. J. Hiemenz, "Semi-active Magnetorheological Suspensions for Enhanced Crashworthiness and Vibration Isolation of Rotorcraft Seats", Thesis (Ph.D.) University of Maryland, College Park, Vol. 69-02, Section. B, pp. 371-282, 2007, <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2007PhDT.....217H/abstract>.

- [22] A. Afsharfard, "Application of Nonlinear Magnetic Vibro-impact Vibration Suppressor and Energy Harvester", *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 98, pp. 371-381, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ymsp.2017.05.010>.
- [23] H. Safaeifar, and A. Farshidianfar, "Experimental and Analytical Investigation of Impact Dampers in Free", *Noise & Vibration Worldwide*, Vol. 53, No. 3, pp. 91-103, 2021, <https://doi.org/10.1177/09574565211055796>.
- [24] C. Poussot, C. Vassal, Spelta, O. Sename, S. Savaresi, and L. Dugard, "Survey on some Automotive Semi-active Suspension Control Methods: A Comparative Study on a Single-Corner Model", *IFAC Proceedings*, Vol. 44, No. 1, pp.1802-7, 2011, <https://doi.org/10.3182/20110828-6-IT-1002.00446>.

فهرست نمادهای انگلیسی

M	جرم بر حسب kg
G	زمین جاذبه شتاب
w	فرکانس طبیعی
L	طول بر حسب متر
K	سفتی بر حسب N/m
T	توابع زمان بر حسب s
U	بردارهای ویژه
A	سطح مقطع
C	میرایی بر حسب N.s/m
B	ماتریس ورودی
r	نسبت فرکانسی
E	مدول الاستیسیته

نمادهای یونانی

ω_r	فرکانس تشدید
ζ	ضریب میرایی
ρ	چگالی بر حسب kg/m^3
λ	مقادیر ویژه
γ	تنش برشی
Φ	زاویه فاز

Functional Investigation of the Semi-active Control System in Damping the Vibrations of the Helicopter Engine

Ali Reza Shahi

M.Sc., Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
shahishahi.1375@gmail.com

*Corresponding author: **Mir Abolfazl Mokhtari**

Assistant Professor, Department of Flight and Engineering, Imam Ali University, Tehran, Iran
S.abolfazl.mokhtari@aut.com

Meysam Jalalvand

M.Sc., Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Air University, Tehran, Iran
Meysam007860032@gmail.com

Abstract

In this article, the use of vibration absorbers to dampen the vibrations created by the helicopter engine has been described. During their flight mission, helicopters are affected by many vibrations, which can be considered as one of the most important sources of vibrations in helicopters, which cause different and intense dynamic environments such as the effects of vibrations with sinusoidal input and step and triangle to the helicopter, in between, the vibration environment with sinusoidal input has the main contribution in destroying and weakening the overall performance of the helicopter and the possible failure of the flight mission. By using the design of the damper system of the article, which is actually a combination of active absorbers with LQR PID algorithm and passive, which, at low frequencies, the active control function and its combination with the elastomeric base absorber is 20% more optimal than the passive absorber and 10 % is more optimal than the active absorber and since the helicopter engine is subjected to various vibrations with a high vibration amplitude during its flight mission, the designed system significantly reduces the generated vibrations and up to 96% of these vibrations in It will dampen the average performance of the engine and in different working conditions.

Keywords: Helicopter, Vibration absorber, Engine, Damper