

طراحی جاذب دینامیکی به منظور کاهش ارتعاشات بال یک سازه پرنده: بررسی تجربی و عددی

آرش نعیمی آبکناری^۱، محمدرضا صالحی برزگر^۲، محمدمهدی خیری خواه^{۳*}

۱- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه بوعلی سینا، همدان، ایران

۲- کارشناس ارشد، مهندسی سازه (سازه‌های فضایی)، وزارت دفاع، تهران، ایران

۳- استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی صنایع و مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد قزوین، قزوین، ایران

* قزوین، ۱۴۱۶-۳۴۱۸۵، kheirikhah@qiau.ac.ir

چکیده

بال یک سازه پرنده، از قسمت‌های اصلی و مهم برای کنترل و هدایت آن در مسیر صحیح می‌باشد. در این مقاله ابتدا به منظور بررسی رفتار ارتعاشی بال، معادلات حرکت آن در حین باز شدن تا توقف به روش تحلیلی استخراج و سپس با نتایج تست تجربی و همچنین نتایج حاصل از نرم‌افزار آدمز مقایسه می‌گردد. در حین توقف بین بال و بدنه، برخوردی صورت گرفته که باعث اعمال یک تحریک تصادفی و ناخواسته بر بال می‌شود. در این تحقیق، برای کاهش دامنه ارتعاش و نوسانات ایجاد شده از برخورد بال به بدنه سازه پرنده در کمترین زمان ممکن، یک جاذب دینامیکی از جنس تفلون طراحی، تحلیل و تست شده است. این جاذب با استفاده از استهلاک خشک انرژی ناشی از برخورد بال را از بین می‌برد. در انتها با تحلیل تأثیر پارامترهایی نظیر ضریب اصطکاک، جنس پین بال، جنس مستهلک‌کننده خشک و میزان سطح تماس، به بهینه‌سازی عملکرد جاذب دینامیکی پرداخته می‌شود. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که با افزایش ضریب اصطکاک و در نتیجه افزایش نیروی اصطکاک، زاویه بازگشت و دامنه نوسانات بال کاهش یافته و ارتعاشات ناخواسته‌ی ایجاد شده در سیستم به حداقل می‌رسد.

کلیدواژگان

بال جسم پرنده، جاذب دینامیکی، حل تحلیلی، تست تجربی، استهلاک خشک.

Design dynamic absorber to reduce vibrations of wing of a flyer object: Experimental and numerical investigation

A. Naeimi-Abkenari¹, M. R. Salehi Barzegar², M. M. Kheirikhah^{3*}

1- Faculty of Engineering, Bu-Ali Sina University, Hamedan, Iran

2- Staff of the Ministry of Defense, Tehran, Iran

3- Faculty of Industrial and Mechanical Engineering, Qazvin Branch, Islamic Azad University, Qazvin, Iran

* P.O.B. 34185-1416 Qazvin, Iran, kheirikhah@qiau.ac.ir

Abstract

The wings of projectile is one of the important components for correct controlling and navigation. In this study, in order to consider the vibration behavior of the wing, the governing equations of the opening process of the wing system until collision was derived using analytical method. Also, numerical method using ADAMS software and experimental set up are adopted to compare and verify the analytical analysis. This collision lead to an unwanted excitation of the wing which cause to it vibrates. For decreasing the amplitude of vibration of the wing in better manner, in this research a dynamic absorber is designed and made of Teflon as a damper. The dynamic behavior of the wing with the absorber is studied using analytical and numerical methods and the effect of many parameters such as friction coefficient, material properties of the wing pin and contact area is investigated to optimize its behavior. Obtained results demonstrate that increase in the friction coefficient decrease the returning angle and oscillation amplitude of the wing.

Keywords

Projectile wing, Dynamic absorber, Analytical solution, Experimental set up, Frictional damping.

۱- مقدمه

در فرآیند طراحی و توسعه‌ی یک سامانه هوافضایی جدید مبتنی بر یک ایده‌ی نو، کسب اطمینان از تأمین تمامی الزامات و نیازمندی طراحی، عملکردی و کیفیت توسط سامانه‌ی طراحی شده یکی از ضروری‌ترین و حیاتی‌ترین فعالیت‌ها به شمار می‌رود. سازه‌های هوافضایی در طول عمر کاری خود همواره تحت محیط‌های دینامیکی متفاوت و شدیدی مانند ارتعاشات اتفاقی، سینوسی، شوک و ... قرار می‌گیرند. در این بین محیط‌های ارتعاشات اتفاقی سهم عمده‌ای دارند و از نقطه نظر تحلیل‌های مهندسی نیز دارای پیچیدگی‌های فراوانی هستند. بررسی اثرات ارتعاشات اتفاقی با توجه به نتایج

مخری که می‌تواند داشته باشد، دارای اهمیت فراوانی است. این آثار تخریبی می‌توانند بر اثر اعمال شتاب‌های دینامیکی یا جابجایی‌های بزرگ بر روی اجزای سازه‌ای ایجاد شوند و باعث خستگی، تسلیم، شکست یا ناپایداری اجزاء شوند، به طوری که محیط‌های ارتعاش اتفاقی عامل اصلی شکست در اغلب پرتاب‌های اولیه در سازه‌های هوایی اعلام شده است [۱]. در نتیجه پیش‌بینی صحیح پاسخ سازه به این تحریکات به صورت کرنش‌های دینامیکی به ویژه در تمام نقاط سازه می‌تواند در مراحل تحلیل و طراحی بسیار مفید باشد. ارتعاشات ناخواسته مسأله‌ای اجتناب ناپذیر در سیستم‌های مکانیکی و سازه‌ها می‌باشد. سازه‌های پرتابی به دلیل شرایط پروازی مختلف، مانند

پرداخته است [۱۸]. سون با اضافه نمودن یک میرایی اصطکاک خشک، به تحلیل ارتعاشات اتفاقی یک سیستم غیرخطی به روش زمان‌های کوتاه پرداخت [۱۹]. بیت‌کوو، به بررسی سیستم آونگ با میرایی خشک و چسبناک و همچنین ال‌مر به بررسی و تحلیل یک سیستم دینامیکی غیرخطی با اصطکاک خشک پرداختند [۲۰، ۲۱].

در برخی از سازه‌های پرنده، بال پس از شروع پرواز و به واسطه نیروی یک فنر از پیش فشرده، باز شده و سپس باید در کوتاه‌ترین زمان و زاویه‌ی مشخصی متوقف گردد. در حین توقف بین بال و بدنه، برخوردی صورت گرفته که باعث اعمال یک تحریک تصادفی و ناخواسته بر بال می‌شود. با بررسی و تحلیل دینامیکی بال جسم پرنده در جهت بدست آوردن پاسخ سیستم تحت تحریک اتفاقی (ضربه‌ای) حاصل از برخورد بال به پایه بال بدنه‌ی سازه در حین باز شدن بال، می‌توان از جاذب ارتعاشی برای کاهش ارتعاش ناخواسته استفاده نمود. شکل ۱ نمونه‌ای از مکانیزم بال جسم پرنده که مورد تست تجربی قرار گرفته را نشان می‌دهد. این نوع مکانیزم بال در انواع سازه‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد که از مهم‌ترین کاربرد آن می‌توان به محصولات صنایع دفاعی اشاره کرد.

به منظور بررسی رفتار ارتعاشی بال، معادلات حرکت آن در حین باز شدن تا توقف به روش تحلیلی استخراج و سپس با نتایج تست تجربی و همچنین نتایج حاصل از شبیه‌سازی در نرم‌افزار آدمز^۴ مقایسه می‌گردد. با شبیه‌سازی بال جسم پرنده در نرم‌افزار آدمز و مشخص نمودن قیدهای تکیه‌گاهی بال و بررسی پارامترهای مؤثر بر پاسخ ارتعاشی با طراحی و اعمال یک جاذب دینامیکی، به‌طور پیش‌فرض از جنس تفلون^۵ به عنوان استهلاک خشک، به بهینه‌سازی پاسخ در کوتاه‌ترین زمان ممکن پرداخته می‌شود. همچنین یک نمونه مکانیزم تک بال، بدون اضافه نمودن جاذب دینامیکی، در تست تجربی قرار گرفته و نتایج حاصل از رفتار دینامیکی آن ارائه خواهد شد. با بدست آوردن رفتار ارتعاشی بال در حالت با و بدون جاذب دینامیکی، نتایج با هم مقایسه شده و به تحلیل تأثیر پارامترهایی نظیر؛ ضریب اصطکاک جنس بین بال و مستهلک کننده خشک و میزان سطح تماس بین بین و مستهلک‌کننده در پی خنثی نمودن اغتشاش ناخواسته در کوتاه‌ترین زمان ممکن، و بهینه‌سازی جاذب دینامیکی به منظور کمیته‌سازی دامنه رفتار ارتعاشی بال پرداخته خواهد شد.



شکل ۱ نمونه بال جسم پرنده

کاهش جرم در طول پرواز، تغییر ارتفاع و در نتیجه تغییر ضرایب آیرودینامیکی، معادله‌های آن نامعین و دارای عدم قطعیت است. بنابراین استفاده از روش‌های تطبیقی و مقاوم در طراحی اتوپیلوت^۱، به طوری که پارامترهای نامعلوم دینامیک موشک تخمین زده شود و متناسب با تغییر این پارامترها در دینامیک، پارامترهای اتوپیلوت نیز تغییر کند، ضروری به نظر می‌رسد [۲]. در این زمینه کاشفی، یک روش کنترل پیش‌بین تطبیقی مدل-مرجع که در آن از قابلیت شبکه‌های عصبی در تقریب توابع غیرخطی یک جسم پرنده استفاده شده، ارائه نموده است [۳]. امروزه کنترل ارتعاشات با روش‌های فعال، نیمه فعال و غیرفعال صورت می‌گیرد. در بسیاری از سیستم‌های مکانیکی علاوه بر کنترل ارتعاشات، مسأله پایدارسازی نیز از اهمیت ویژه‌ای برخوردار بوده و مطالعات بسیار در این زمینه صورت گرفته است [۴، ۵]. با استفاده از جاذب‌های دینامیکی و ارتعاشی می‌توان ارتعاشات ناخواسته در سیستم‌های ارتعاشی را خنثی نمود. یکی از روش‌های کنترل غیرفعال، اضافه کردن یک سیستم ارتعاشی نوسانی دیگر به سیستم اصلی است که جاذب ارتعاشی نامیده می‌شود [۶، ۷]. در یک مطالعه تجربی که توسط بونسل و همکارانش انجام شد، نشان داد که یک جاذب ارتعاشی خطی برای کنترل تشدیدهای اولیه و ثانویه یک تیر تکه‌ای خطی^۲ توانا و قابل اعتنا است [۸]. بعد از این، جی و ژانگ با در نظر گرفتن یک جاذب خطی این ادعا را بر روی یک سیستم غیرخطی ساده با میراگر اثبات کرد [۹].

یکی دیگر از روش‌های ساده برای کاهش ارتعاشات ناخواسته در یک سیستم استفاده از جاذب‌های دینامیکی از نوع استهلاک خشک است. در اغلب سیستم‌های مکانیکی، از میرایی کولمب^۳ استفاده می‌شود، زیرا طرح مکانیکی ساده‌ای دارند [۱۰]. تأثیر اصطکاک بر دینامیک و ارتعاشات سازه‌ها همواره یکی از مسائل قابل توجه در دینامیک سازه‌ها، برای مهندسی و محققین بوده است [۱۱]. با کمبود فضا در سیستم ارتعاشی و با توجه به بهینه‌کردن هزینه و عملکرد سیستم و جایگاه سیستم ارتعاشی، استفاده از استهلاک خشک مناسب‌ترین گزینه خواهد بود. تحقیقات و پژوهش‌های زیادی در زمینه استهلاک خشک در سیستم‌های مختلف انجام شده است. داوول و شوارتز، در زمینه به دست آوردن معادلات حاکم بر این گونه مسائل پژوهش مناسبی را انجام داده‌اند [۱۲]. فری و داوول، رفتار خطی سیستم میرای مودال، با یک میرا کننده جرم-فنر اصطکاک خشک نصب شده به آن را مورد مطالعه قرار دادند [۱۳]. گوو و همکارانش رفتار یک تیر با تکیه‌گاه‌های ساده با وجود یک میراکننده اصطکاک خشک را با استفاده از روش ضرایب لاگرانژ تحلیل کردند [۱۴]. جلالی و همکارانش، ضربات ارتعاشی کوچک برای یک تیر به همراه اصطکاک در شرایط مرزی را بررسی نمودند [۱۵]. همچنین کاویان‌پور و دهقانی، با مدل‌سازی یک تیر با وجود اصطکاک ضعیف در دو نقطه تماسی و مدل‌سازی نیروی اصطکاک و مدل کلاسیک اصطکاک کولمب نیروی اصطکاک در تکیه‌گاه‌ها، به تحلیل ارتعاشات تیر پرداختند [۱۶]. فری و ویتمن، به بررسی رزونانس آزاد یک سیستم با میرایی ویکوز منفی و جابجایی با نوسانات کم وابسته به اصطکاک خشک پرداختند. نتایج این بررسی نشان می‌دهد که اتلاف انرژی توسط استهلاک خشک در سیستم مورد بررسی، وابسته به جابجایی به اندازه بزرگ برای رسیدن به پایداری پاسخ سیستم تحت شرایط خاص می‌باشد [۱۷]. فرانسسکو با استفاده از میرایی خشک به کاهش ارتعاشات حاصل از نوسانات یک روتور مخروطی نامتقارن

4. ADAMS
5. Teflon

1. Autopilot
2. Piecewise linear beam
3. Coulomb damping

در رابطه‌های فوق، t_{0q} به معنای زمان اولیه در مرحله q ام است. با بیان مرحله‌ها و تعریف شرایط اولیه هر مرحله با توجه به نتایج بدست آمده از مرحله قبلی، و استفاده از پاسخ کلی بدست آمده، موقعیت و سرعت بال جسم پرنده بدست می‌آید.

۲-۱- مرحله اول: باز شدن بال تا زمان برخورد اول به پایه بال

در این مرحله بال بوسیله فنر فشرده شده، آزاد و باز می‌شود. با دانستن شرایط اولیه بال در محدوده زمانی مرحله اول یعنی در زمان t_0 ، پاسخ سیستم و در نتیجه زمان و سرعت بال در موقعیت برخورد با بدنه سازه پرنده (وقتی که زاویه 90° درجه را طی می‌کند) بدست می‌آید. رابطه ۷ شرایط اولیه در مرحله اول را نشان می‌دهد.

$$\begin{cases} \theta(t = t_{01}) = \theta(t_{01}) \\ \dot{\theta}(t = t_{01}) = \dot{\theta}(t_{01}) \end{cases} \quad (7)$$

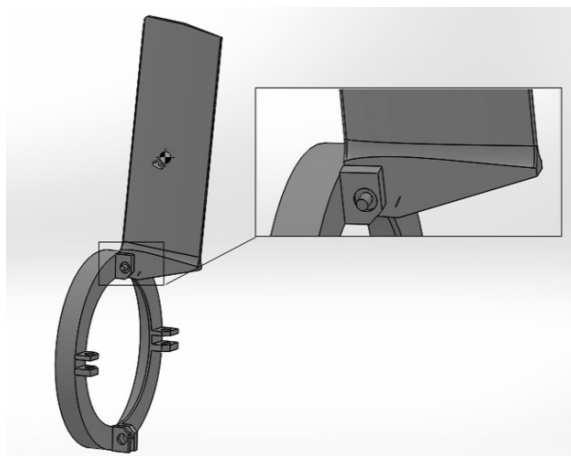
با جایگذاری شرایط اولیه تعریف شده، در معادلات رابطه ۶، ثابت‌ها و در نتیجه پاسخ سیستم بال در مرحله اول بدست می‌آید (رابطه ۸).

$$\begin{cases} \theta(t_{0q}) = \theta(t_{01}) \cos(\omega_n t_{0q}) \\ \dot{\theta}(t_{0q}) = -\omega_n \theta(t_{01}) \sin(\omega_n t_{0q}) \end{cases}, t_{01} = 0 \leq t_1 \quad (8)$$

در رابطه‌های ۷ و ۸، t_1 و t_{01} به ترتیب زمان صفر و زمان برخورد (زمان انتهایی) در مرحله اول تعریف می‌شود.

۲-۲- مرحله دوم: برخورد اول

شکل ۳ لحظه برخورد بال به بدنه جسم پرنده (پایه بال)، را نشان می‌دهد. پس از برخورد بال به بدنه، بال با سرعتی باز می‌گردد که این سرعت بازگشت پس از برخورد، یکی از شرایط اولیه در مرحله سوم خواهد بود. برای بدست آوردن شرایط اولیه در مرحله بعد، دو راه حل وجود دارد که عبارتند از: ۱. استفاده از تئوری ارتعاشات اتفاقی از روش پاسخ به ضربه، ۲. استفاده از روابط برخورد. با برخورد بال به بدنه، بال به حالت اولیه خود بازگشته و زاویه‌ای را در جهت خلاف حرکت اولیه طی می‌کند. با فشرده شدن فنر و رسیدن سرعت بال به مقدار صفر، باردیگر همانند شرایط مرحله اول و دوم، اتفاق می‌افتد. روند مرحله اول و دوم تا وقتی ادامه می‌یابد که بال در محل برخورد به بدنه ساکن شود. در نهایت معادلات رفتار ارتعاشی و حرکتی بال در مراحل مورد نظر، با توجه به شرایط حاکم بر هر مرحله، بدست می‌آید.



شکل ۳ شماتیک لحظه برخورد بال به پایه بال

۲- معادلات حرکت بال از باز شدن تا توقف

به منظور استخراج معادلات رفتار ارتعاشی بال جسم پرنده، نیروهای اعمالی در حین باز شدن بال توسط نیروی فشرده شده فنر تا توقف کامل بال، مورد تحلیل و بررسی قرار می‌گیرد. شکل ۲ نیروها و جهت اعمال آن‌ها بر بال اول و سوم را نشان می‌دهد که با توجه به شرایط حاکم بر بال از لحظه باز شدن تا توقف، می‌توان معادله حرکت آن را به دست آورد (رابطه ۱).

$$\ddot{\theta} + \langle (k_t \mp mgl) / J_0 \rangle \theta = 0 \rightarrow \ddot{\theta} + \omega_n^2 \theta = 0 \quad (1)$$

برای بال‌های ۲ و ۴، با توجه به جهت دوران، مقدار mgl در فرکانس تأثیری نخواهد داشت. با حل معادله دیفرانسیل همگن در رابطه ۱، معادله کلی رفتار ارتعاشی و سرعت بال بدست می‌آید (رابطه ۲ و ۳).

$$\theta(t) = Ae^{i\omega_n t} + Be^{-i\omega_n t} = a \cos(\omega_n t) + ib \sin(\omega_n t) \quad (2)$$

$$\dot{\theta}(t) = -\omega_n (a \sin(\omega_n t) - ib \cos(\omega_n t)) \quad (3)$$

برای بدست آوردن رفتار ارتعاشی بال، چند مرحله تعریف می‌شود که در هر مرحله پاسخ سیستم با استفاده از شرایط اولیه هر مرحله به دست می‌آید. قابل ذکر است که پاسخ سیستم در هر مرحله جدا از مراحل دیگر بدست آمده و در نهایت زمان‌های هر مرحله را با هم جمع جبری شده تا زمان‌ها نسبت به زمان اولیه باز شدن بال سنجیده شوند. زمان در هر مرحله از t_0 آغاز می‌شود. برای هر مرحله با داشتن شرایط اولیه نظیر موقعیت و سرعت بال، می‌توان با محاسبه ثابت‌های a و b موجود در معادله، رفتار ارتعاشی بال را بدست آورد. شرایط اولیه در هر مرحله به صورت رابطه ۴ در نظر گرفته می‌شود.

$$\begin{cases} \theta(t = t_{0q}) = \theta(t_{0q}) \\ \dot{\theta}(t = t_{0q}) = \dot{\theta}(t_{0q}) \end{cases} \quad (4)$$

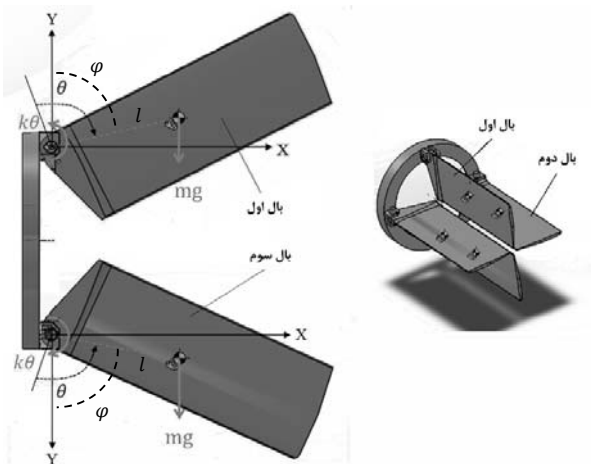
با جایگذاری شرایط اولیه، در رابطه‌های ۲ و ۳، ثابت‌های موجود در معادلات پاسخ به دست می‌آید.

$$\begin{cases} \theta(t_{0q}) = a_q \cos(\omega_n t_{0q}) + ib_q \sin(\omega_n t_{0q}) \\ -\frac{\dot{\theta}(t_{0q})}{\omega_n} = a_q \sin(\omega_n t_{0q}) - ib_q \cos(\omega_n t_{0q}) \end{cases} \quad (5)$$

با حل دستگاه در رابطه ۵، ضرایب a_q و ib_q بدست می‌آید (رابطه ۶).

$$a_q = \theta(t_{0q}) \cos(\omega_n t_{0q}) + \left\{ \frac{\dot{\theta}(t_{0q})}{\omega_n} \right\} \sin(\omega_n t_{0q}) \quad (6)$$

$$ib_q = \theta(t_{0q}) \sin(\omega_n t_{0q}) + \left\{ \frac{\dot{\theta}(t_{0q})}{\omega_n} \right\} \cos(\omega_n t_{0q})$$



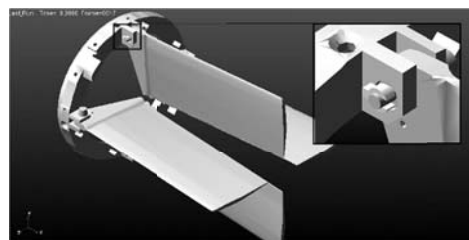
شکل ۲ شماتیک بال‌ها و نیروهای اعمالی به بال اول و سوم

۳- شبیه‌سازی بال در نرم‌افزار آدمز

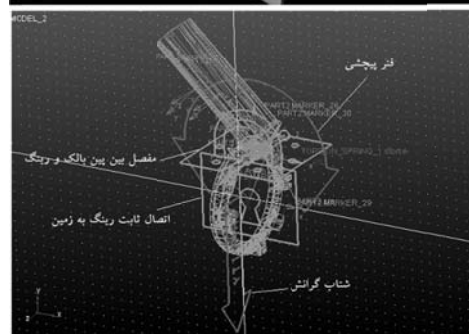
به منظور صحت‌گذاری بر نتایج بدست آمده از روش تحلیلی، با شبیه‌سازی بال جسم پرنده در نرم‌افزار تحلیل دینامیکی آدمز، به بررسی رفتار ارتعاشی بال پرداخته می‌شود. پس از ایجاد قطعات و یا وارد نمودن آن‌ها به محیط نرم‌افزار، نحوه ارتباط آن‌ها با یکدیگر و محدودیت آن‌ها در حرکت‌های خطی و دورانی مشخص می‌شود. قیدها و مفصل‌ها، چگونگی ارتباط قطعات را با یکدیگر و نحوه حرکت آن‌ها را نسبت به هم تعریف می‌کنند. همان‌طور که در شکل ۴-الف مشاهده می‌شود، مکانیزم بال با تمام قطعات اولیه با استفاده از اتصالات تکیه‌گاهی و مفاصل دینامیکی به یکدیگر متصل شده‌اند. پایه بال در نقطه مرکز جرمش به زمین ثابت (Fix) شده و بقیه قطعات بر روی آن سوار و متصل شده‌اند. با قرار دادن فنر پیچشی و اتصال لولا بین پین بال و پایه بال و تنظیمات مربوط به مقدار فشردگی فنر در لحظه باز شدن و شرایط حاکم بر برخورد بال و پایه بال، به تحلیل و استخراج نتایج پرداخته می‌شود. شکل ۴-ب نیروهای خطی و دورانی اعمالی به بال در حین باز شدن را نشان می‌دهد. باید به این نکته اشاره کرد که شتاب گرانش زمین نیز بر تحلیل دینامیکی سیستم قطعاً مؤثر بوده و این شتاب نیز بر روی قطعات با مقدار $9.80665 \text{ (m/s}^2\text{)}$ اعمال شده است.

۴- اعتبارسنجی رفتار ارتعاشی بال جسم پرنده

به منظور اعتبارسنجی و اطمینان از صحت رفتار ارتعاشی بدست آمده از بال جسم پرنده، داده‌های عددی حاصل از تست تجربی (عملی) بال جسم پرنده، با نتایج حاصل از روش تئوری و شبیه‌سازی در نرم‌افزار آدمز مقایسه می‌شود.



(الف)



(ب)

شکل ۴ قطعات بال در نرم‌افزار آدمز، (الف) مونتاژ کامل قطعات بال، (ب) اعمال بارها و مفصل‌ها بر روی قطعات

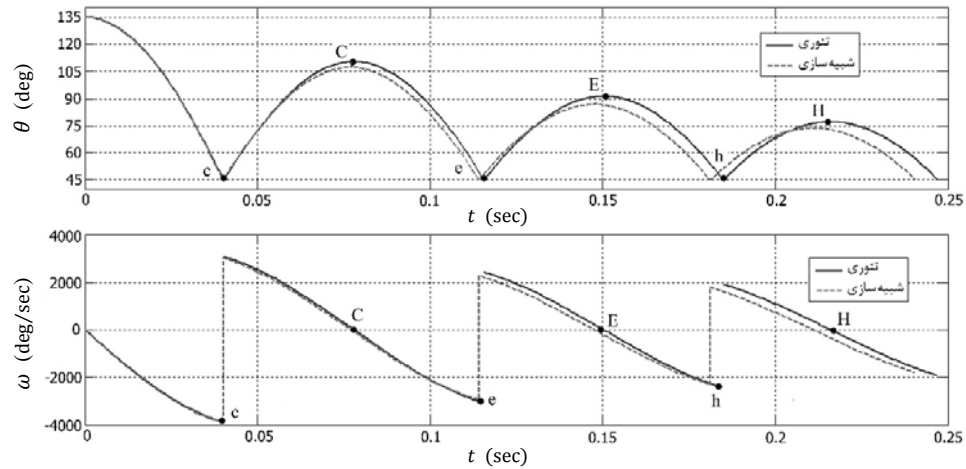
پس از بررسی نتایج ذکر شده، با هدف بهینه‌سازی رفتار ارتعاشی بال جسم پرنده و خنثی نمودن نوسانات ناخواسته، با اضافه نمودن جاذب دینامیکی از نوع استهلاک خشک، به بررسی تأثیر پارامترهای دیگری از جمله جنس جاذب دینامیکی (تغییر ضریب اصطکاک)، سطح تماس جاذب، پرداخته و در مورد نتایج بدست آمده بحث می‌شود. پارامترها و مشخصات بال که در روابط روش تحلیلی و شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گرفته، ارائه شده است. بال جسم پرنده متشکل از قطعاتی از جمله: بال‌ها، پایه بال، پین متصل کننده بال به پایه بال، پیچ نگه دارنده بال به پین و فنرها است. فنر بال در شرایط آغاز باز شدن در لحظه $t = 0$ ، دارای فشردگی به اندازه 135° درجه است $(\theta_0 = 135^\circ)$. جدول ۱ مشخصات قطعات بال که شامل جنس، جرم، چگالی، مدول الاستیسیته، ضریب پواسون، اینرسی جرمی قطعات نسبت به مرکز جرم، سختی فنر پیچشی (k_t) و فاصله مرکز جرم قطعه تا مرکز دوران (l) ارائه می‌دهد. برای محاسبه اینرسی قطعات نسبت به مرکز دوران، از رابطه ۹ استفاده شده است.

$$J_o = J + ml^2 \quad (9)$$

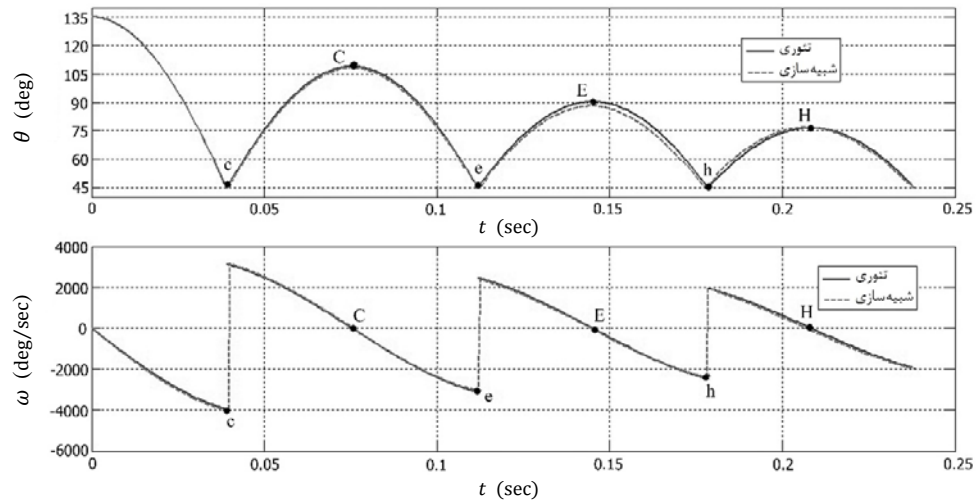
l فاصله‌ی مرکز دوران از مرکز جرم قطعه مورد نظر و m ، جرم قطعه است. پارامتر موقعیت زاویه‌ای $(\theta = \varphi + 45)$ و سرعت حرکت بال $(\omega = \dot{\theta})$ اول و دوم مورد بررسی قرار گرفته و در نقاط مشخصی، این پارامترها اندازه‌گیری شده و با نتایج بدست آمده از دیگر روش‌ها مقایسه می‌شود. پارامترهای تعریف شده برای اندازه‌گیری در نقاط مشخص شده، عبارتند از: میزان زاویه بازگشت و سرعت دورانی بال در لحظه پیش از برخورد. نقاط مشخص شده شامل: c ، لحظه برخورد اول، C ، انتهای زاویه بازگشت اول وقتی سرعت برابر صفر است، e ، لحظه برخورد دوم، E ، انتهای زاویه بازگشت دوم، h ، لحظه برخورد سوم و H ، انتهای زاویه بازگشت سوم است. شکل ۵ و ۶ نمودار رفتار ارتعاشی بال اول و دوم را که از معادلات روش تئوری و شبیه‌سازی بدست آمده را نشان می‌دهد. از نمودارهای شکل ۵ و ۶ مشاهده می‌شود که نتایج تئوری و شبیه‌سازی بسیار مشابه بوده و دارای درصد خطای پائینی است. نتایج بدست آمده از روش تئوری، شبیه‌سازی و تست تجربی در نقاط مشخص شده بدون اضافه نمودن جاذب دینامیکی برای بال اول و دوم ارائه شده است (جدول ۲ و ۳). خطای کمتر از ۵٪ در جدول ۲ و ۳، نشان دهنده نتایج درست و قابل اطمینان از تحلیل رفتار ارتعاشی بال جسم پرنده در نرم‌افزار آدمز بوده و تمام شرایط اعمالی از قبیل قیدها و مفاصل، نیروها و شرایط اولیه به درستی اعمال شده است. درصد خطای محاسبه شده در جدول ۲ و ۳ بر مبنای نتایج تست تجربی است. در بخش‌های بعدی با استفاده از نتایج شبیه‌سازی، با طراحی و اضافه نمودن جاذب دینامیکی پارامترهای دیگری نیز مورد بررسی قرار گرفته تا قبل از بهینه‌کردن جاذب دینامیکی در عمل، رفتار ارتعاشی دقیقی از بال جسم پرنده پیش‌بینی شود.

جدول ۱ خصوصیات قطعات مکانیزم بال

نام قطعه	جرم (kg)	چگالی (kg/m^3)	مدول الاستیسیته (GPa)	ضریب پواسون	J ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	k_t (N. m/rad)	l (mm)
بال	$43/82 \times 10^{-3}$	۲۷۸۰	$7/24 \times 10^{10}$	۰/۳۳	$8434 \cdot 0/1 \times 10^{-9}$	-	$(61/52 + 162) \cdot 10^{-5}$
پین بال	$3/35 \times 10^{-3}$	۷۸۰۱	$2 \cdot 0/7 \times 10^{10}$	۰/۲۹	$14 \cdot 066/5 \times 10^{-12}$	-	-
پایه بال	$46/75 \times 10^{-3}$	۲۸۰۰	$7/3 \times 10^{10}$	۰/۳۳	-	-	-
فنر	-	-	-	-	-	۰/۲۷	-



شکل ۵ موقعیت و سرعت زاویه‌ای بدست آمده از روش تئوری و شبیه‌سازی در شرایط بدون جاذب دینامیکی برای بال اول



شکل ۶ موقعیت و سرعت زاویه‌ای بدست آمده از روش تئوری و شبیه‌سازی در شرایط بدون جاذب دینامیکی برای بال دوم

جدول ۲ مقایسه زاویه بازگشت و سرعت برخورد بال اول در شرایط بدون جاذب دینامیکی

نقاط	زاویه بازگشت (deg)		سرعت برخورد (deg/sec)		درصد خطای	
	تئوری	شبیه‌سازی	تست تجربی	شبیه‌سازی	تئوری	شبیه‌سازی
c	۴۵	۴۵	۳۸۶۰	۳۹۰۳/۷۱۰	۰/۶۳۳	۱/۱۳۲
C	۱۱۰/۱۴۷	۱۰۷/۹۵۹	۰	۰	۱/۰۵۲	-۰/۹۵۵
e	۴۵	۴۵	۳۰۰۰	۲۹۶۹/۱۴۵	۲/۲۹۱	-۱/۰۲۸
E	۹۱/۲۸۲	۸۷/۷۷۳	۰	۰	۱/۴۲۴	-۲/۴۷۴
h	۴۵	۴۵	۲۴۰۵	۲۳۳۶/۲۴۳	۰/۸۰۲	-۲/۸۵۹
H	۷۷/۲۳۵	۷۴/۹۰۰	۰	۰	۱/۶۲۵	-۱/۴۴۷

جدول ۳ مقایسه زاویه بازگشت و سرعت برخورد بال دوم در شرایط بدون جاذب دینامیکی

نقاط	زاویه بازگشت (deg)		سرعت برخورد (deg/sec)		درصد خطای	
	تئوری	شبیه‌سازی	تست تجربی	شبیه‌سازی	تئوری	شبیه‌سازی
c	۴۵	۴۵	۴۰۰۵	۴۰۰۹/۷۶۲	-۱/۳۲۴	۰/۱۱۹
C	۱۰۸/۸۳۹	۱۰۸/۱۸۹	۰	۰	۰/۷۷۷	۰/۱۷۵
e	۴۵	۴۵	۳۰۹۵	۳۰۵۳/۰۱۲	۰/۸۷۵	-۱/۳۵۶
E	۹۰/۲۹۶	۸۷/۹۸۱	۰	۰	-۲/۱۶۴	-۱/۱۴۵
h	۴۵	۴۵	۲۴۳۰	۲۳۸۴/۵۰۱	۱/۴۹۹	-۱/۸۷۲
H	۷۶/۴۷۹	۷۶/۷۵۳	۰	۰	۰/۶۳۰	۰/۹۹۱

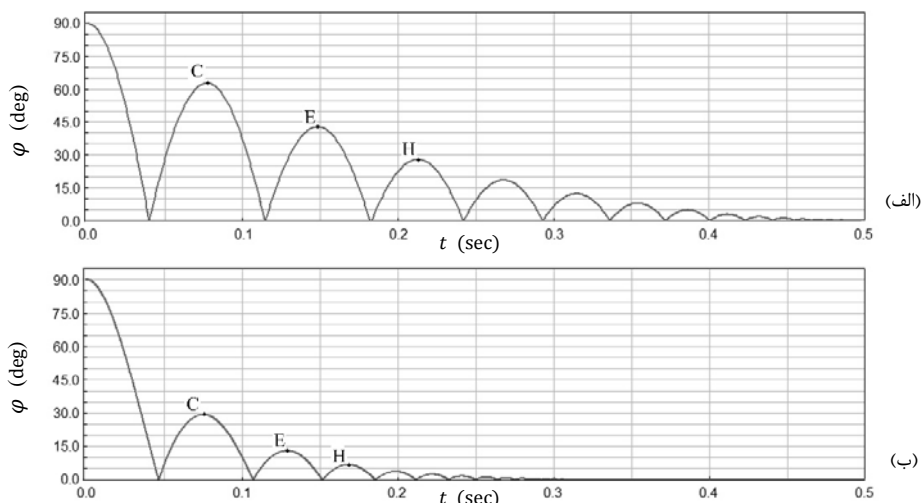
۵- نتایج و بحث

در این بخش با استفاده از نتایج به دست آمده از تحلیل رفتار ارتعاشی بال جسم پرند در نرم‌افزار آدمز، با اضافه نمودن جاذب دینامیکی از نوع اصطکاک خشک، ابتدا به بررسی تأثیر جاذب بر عملکرد ارتعاشی بال پرداخته می‌شود. با هدف بهینه‌سازی رفتار ارتعاشی و خنثی نمودن نوسانات ناخواسته بال جسم پرند، به بررسی تأثیر پارامترهایی از جمله جنس جاذب دینامیکی (تغییر ضریب اصطکاک) و سطح تماس جاذب نیز پرداخته شده که به منظور تفکیک و بررسی بهتر نتایج، چند مثال با تأثیر مستقل پارامترهای مورد نظر بر رفتار ارتعاشی، ارائه شده است.

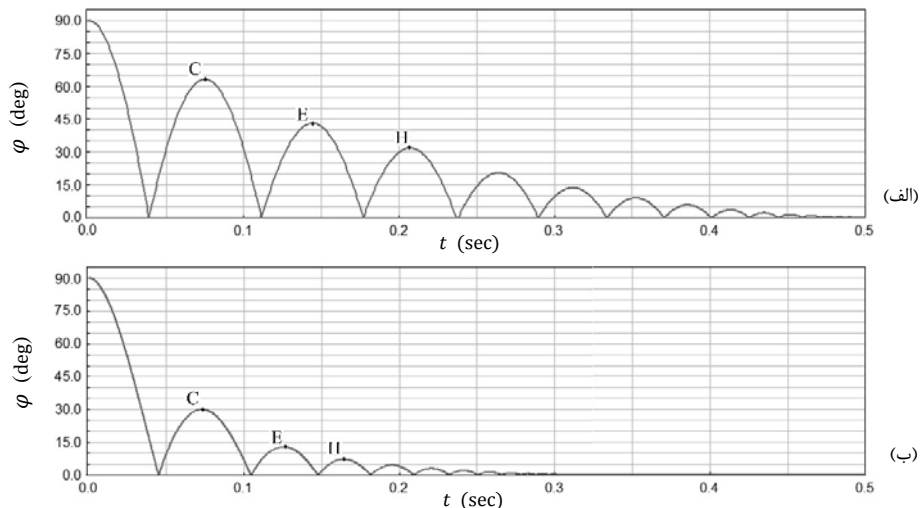
۵-۱- تأثیر جاذب دینامیکی بر رفتار ارتعاشی بال

در مثال ۱ با طراحی و اضافه نمودن جاذب دینامیکی و اعمال نیروها و پارامترهای مربوط به اصطکاک خشک در نرم‌افزار آدمز، به تحلیل رفتار ارتعاشی بال شبیه‌سازی شده، پرداخته می‌شود. جنس جاذب دینامیکی به عنوان قطعه مستهلک‌کننده از نوع تفلون بوده و دارای ضریب اصطکاک استاتیکی و جنبشی، به ترتیب ۰/۱۸ و ۰/۱۶ است. در این بخش مقدار

کاهش پارامترهای مهم از جمله زاویه بازگشت (در بازه‌ی صفر تا ۹۰ درجه) و تعداد دفعات برخورد قبل از ساکن شدن بال بررسی می‌شود. مقدار زاویه بازگشت بال‌ها کاهش یافته که این کاهش را می‌توان در نمودارهای رفتار ارتعاشی بال‌ها مقایسه و مشاهده کرد (شکل ۷ و ۸). با توجه به نمودارها، طول زمان ساکن شدن بال از ۰/۵ به ۰/۳ ثانیه کاهش یافته است. جدول ۴ مقدار زاویه‌های بازگشت بال‌ها و مقدار کاهش این مقادیر را در شرایط با و بدون جاذب دینامیکی برای نقاط مورد نظر که در شکل ۷ و ۸ نیز مشخص شده، نشان می‌دهد. با توجه به مقادیر جدول ۴ و به خصوص درصد کاهش زاویه، می‌توان به این نتیجه رسید که با اضافه نمودن جاذب دینامیکی به بال جسم پرند و ایجاد یک اصطکاک خشک، ارتعاشات و نوسانات ناخواسته‌ی ایجاد شده بر اثر برخورد بال به پایه بال بدنه و تعداد دفعات برخورد تا رسیدن به حالت پایدار (ساکن) به اندازه بیش از ۵۰٪ کاهش یافته است. مقایسه نتایج نشان‌دهنده این مطلب است که با اضافه نمودن جاذب دینامیکی به بال جسم پرند ارتعاشات حاصل از تحریک اتفاقی کاهش می‌یابد.



شکل ۷ رفتار ارتعاشی (موقعیت زاویه‌ای) بدست آمده از نرم‌افزار آدمز برای بال اول. الف) در شرایط بدون جاذب دینامیکی ب) در شرایط با جاذب دینامیکی

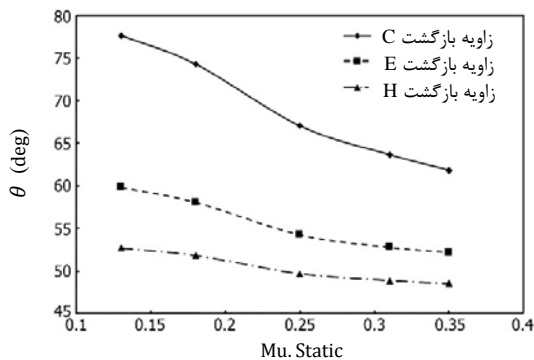


شکل ۸ رفتار ارتعاشی (موقعیت زاویه‌ای) بدست آمده از نرم‌افزار آدمز برای بال دوم. الف) در شرایط بدون جاذب دینامیکی ب) در شرایط با جاذب دینامیکی

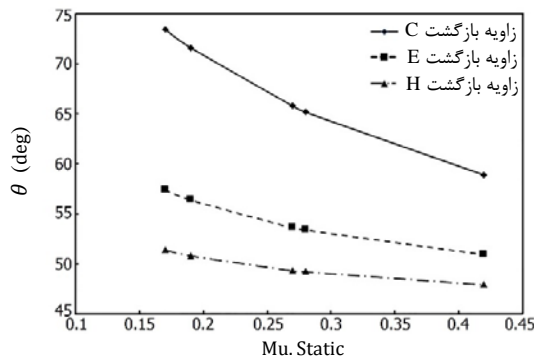
جدول ۴ مقایسه مقدار زاویه بازگشت و تعداد دفعات برخورد بال‌ها در شرایط با و بدون جاذب دینامیکی

نقاط	زاویه بازگشت (φ) ($\text{Max} = 90^\circ$)		تعداد برخورد ($\theta \geq 5^\circ$)		تعداد کاهش زاویه	تعداد کاهش برخورد
	بدون جاذب	با جاذب	بدون جاذب	با جاذب		
بال اول	C	۶۲/۹۵۹	۲۹/۲۸۷	۷	۳	۴
	E	۴۲/۷۷۳	۱۳/۰۵۱	۷	۳	۴
	H	۲۹/۹۰۰	۶/۸۱۳	۷	۳	۴
بال دوم	C	۶۳/۱۸۹	۳۰/۱۳۵	۷	۳	۴
	E	۴۲/۹۸۱	۱۲/۸۰۱	۷	۳	۴
	H	۳۱/۷۵۳	۷/۱۴۶	۷	۳	۴
بال سوم	C	۶۰/۸۹۸	۳۰/۳۰۱	۶	۳	۳
	E	۴۳/۹۳۵	۱۳/۲۲۸	۶	۳	۳
	H	۲۹/۰۱۰	۷/۳۹۹	۶	۳	۳
بال چهارم	C	۶۳/۱۳۵	۳۰/۱۳۴	۷	۳	۴
	E	۴۲/۹۶۷	۱۲/۷۹۱	۷	۳	۴
	H	۳۱/۷۴۷	۷/۱۵۱	۷	۳	۴

اما زاویه بازگشت E و H، در دسته ۱، از مقدار ضرایب اصطکاک ۰/۳۵ به بالا با تغییرات بسیار جزئی روبرو بوده و در دسته ۲ و ۳، زاویه بازگشت E و H، تغییرات زیادی نداشته و نرخ کاهش زاویه نسبت به زاویه بازگشت نقطه C کمتر است.

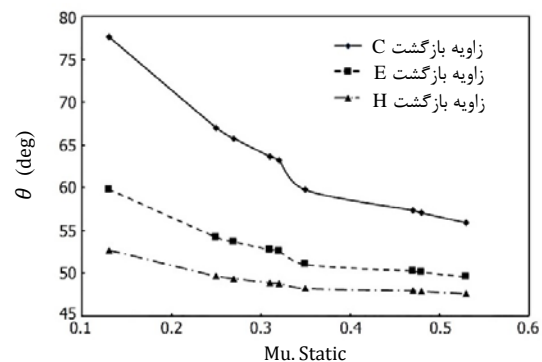


شکل ۱۰ روند تغییرات جنس جاذب، با بین از جنس فولاد و اثر آن بر زاویه بازگشت نقاط (دسته ۲)



شکل ۱۱ روند تغییرات جنس جاذب، با بین از جنس آلومینیوم و اثر آن بر زاویه بازگشت نقاط (دسته ۳)

۵-۲- تأثیر جنس جاذب دینامیکی
با توجه به این که با تغییر جنس سطح تماس، ضریب اصطکاک جنبشی و استاتیکی بین دو جنس تغییر می‌کند، تغییر جنس جاذب و یا تغییر جنس پین می‌تواند تأثیر مستقیمی بر رفتار ارتعاشی بال داشته باشد. مقادیر بازگشت زاویه در نقاط C، E و H برای بال اول در جدول ۵، بر مبنای تغییر جنس جاذب و جنس پین متصل به بال، و افزایش ضریب اصطکاک جنبشی ارائه شده است. منظور از جنس (۱)، قطعه‌ای که ثابت است (جاذب دینامیکی) و جنس (۲)، قطعه‌ای که روی جنس (۱) حرکت کرده (پین بال) و بین آن‌ها اصطکاک تولید می‌شود. تعریف تقسیم‌بندی دسته (Set) به این صورت است که در دسته ۱، جنس (۱) ثابت و جنس پین تغییر کرده، و در دسته ۲ و دسته ۳، تغییر جنس (۱) و ثابت نگه داشتن جنس پین به ترتیب فولاد^۱ و آلومینیوم^۲ تعریف می‌شود. جدول ۵ روند تغییرات زاویه بازگشت بر اثر تغییر جنس با روند افزایش ضرایب اصطکاک استاتیکی و جنبشی، برای دسته ۱، ۲ و ۳ را ارائه می‌دهد. همان‌طور که انتظار می‌رود با افزایش ضرایب اصطکاک، مقدار زاویه بازگشت کاهش می‌یابد. از داده‌های عددی در جدول ۵ و شکل ۹، ۱۰ و ۱۱ می‌توان نتیجه گرفت که با افزایش ضرایب اصطکاک، زاویه بازگشت C، روند کاهشی خوبی داشته است.

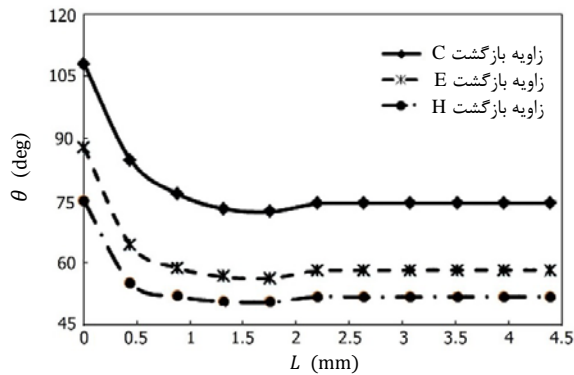


شکل ۹ روند تغییرات جنس پین، با جاذب از جنس فولاد و اثر آن بر زاویه بازگشت نقاط (دسته ۱)

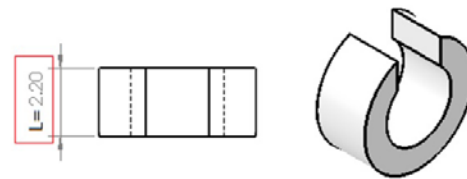
1. Steel
2. Aluminum

۳-۵- تأثیر سطح تماس جاذب دینامیکی

سطح تماس در فرمول‌های مربوط به اصطکاک اثر چندانی ندارد اما این پارامتر بر نتایج تأثیرگذار است. در این بخش با فرض پین با جنس فولاد و مستهلک‌کننده از جنس تفلون و ضرایب اصطکاکی استاتیکی و جنبشی، ۰/۱۸ و ۰/۱۶، و طول سطح تماس ۲/۲ میلی‌متر و شعاع داخلی ۳ میلی‌متر، با هدف تغییر طول سطح تماس، میزان زاویه بازگشت مورد بررسی قرار گرفته است. شکل ۱۲ نمونه‌ای از قطعه مستهلک‌کننده و همچنین پارامتر L را نشان می‌دهد. در جدول ۶ و شکل ۱۳، نتایج حاصل از تغییرات طول سطح تماس ارائه شده که تغییرات سطح تماس به صورت ضربی از طول سطح تماس فرض شده در شکل ۱۲، در نظر گرفته شده است. با افزایش طول سطح تماس در نتیجه افزایش سطح تماس، زاویه بازگشت کاهش یافته و بعد از رسیدن به مقدار مشخصی، ثابت باقی می‌ماند.



شکل ۱۳ روند تغییرات زاویه بازگشت در نقاط C، E و H با افزایش طول سطح تماس



شکل ۱۲ شماتیک قطعه مستهلک‌کننده

جدول ۵ مقادیر زاویه بازگشت بال اول با تغییر جنس سطح تماس [۲۲]

ردیف	جنس (۱)	جنس (۲)	ضریب اصطکاک جنبشی	ضریب اصطکاک استاتیکی	زاویه بازگشت نقاط (θ) (deg)		
					C	E	H
۱	فولاد	شیشه ^۱	۰/۱۲	۰/۱۳	۷۷/۶۵۵	۵۹/۸۳۱	۵۲/۶۹۳
۲	فولاد	کروم ^۲	۰/۲۱	۰/۲۵	۶۷/۰۳۸	۵۴/۲۴۳	۴۹/۶۷۱
۳	فولاد	فولاد	۰/۲۳	۰/۳۱	۶۳/۶۷۵	۵۲/۷۸۳	۴۸/۸۷۸
۴	فولاد	کاپر ^۳	۰/۲۵	۰/۳۲	۶۳/۲۲۶	۵۲/۶۲۴	۴۸/۸۲۱
۵	فولاد	تفلون	۰/۲۷	۰/۲۷	۶۵/۷۷۱	۵۳/۶۹۱	۴۹/۳۷۲
۶	فولاد	ABS	۰/۳۵	۰/۳۵	۵۹/۷۵۳	۵۱/۰۵۱	۴۸/۲۲۱
۷	فولاد	آلومینیوم	۰/۳۸	۰/۴۷	۵۷/۳۶۰	۵۰/۲۷۶	۴۷/۹۴۵
۸	فولاد	PVC	۰/۳۸	۰/۵۳	۵۶/۸۹۷	۴۹/۵۸۸	۴۷/۵۸۷
۹	فولاد	تیتانیوم ^۴	۰/۴۴	۰/۴۸	۵۶/۴۶۶	۵۰/۱۴۷	۴۷/۸۹۵
۱۰	شیشه	فولاد	۰/۱۲	۰/۱۳	۷۷/۶۵۵	۵۹/۸۳۱	۵۲/۶۹۳
۱۱	تفلون	فولاد	۰/۱۶	۰/۱۸	۷۴/۲۸۷	۵۸/۰۵۱	۵۱/۸۱۳
۱۲	کروم	فولاد	۰/۲۱	۰/۲۵	۶۷/۰۳۸	۵۴/۲۴۳	۴۹/۶۷۱
۱۳	فولاد	فولاد	۰/۲۳	۰/۳۱	۶۳/۶۷۵	۵۲/۷۸۳	۴۸/۸۷۸
۱۴	براس ^۵	فولاد	۰/۲۴	۰/۳۵	۶۱/۸۶۵	۵۲/۱۸۲	۴۸/۵۳۱
۱۵	آلومینیوم	فولاد	۰/۲۵	۰/۳۵	۶۱/۷۵۲	۵۲/۰۵۱	۴۸/۵۱۹
۱۶	شیشه	آلومینیوم	۰/۱۴	۰/۱۷	۷۳/۴۲۲	۵۷/۴۳۲	۵۱/۴۲۸
۱۷	تفلون	آلومینیوم	۰/۱۸	۰/۱۹	۷۱/۶۱۵	۵۶/۴۳۲	۵۰/۸۶۴
۱۸	کروم	آلومینیوم	۰/۲۲	۰/۲۷	۶۵/۷۹۸	۵۳/۶۵۱	۴۹/۳۵۹
۱۹	کاپر	آلومینیوم	۰/۲۳	۰/۲۸	۶۵/۱۸۴	۵۳/۴۳۱	۴۹/۲۶۱
۲۰	آلومینیوم	آلومینیوم	۰/۳۴	۰/۴۲	۵۸/۹۱۱	۵۰/۹۶۵	۴۷/۹۷۹

1. Glass
2. Chromium
3. Copper
4. Titanium
5. Brass

طول ۱/۷۶ تا ۲/۲ دارای کمترین زاویه بازگشت بوده و طول بیش تر از ۲/۲ تأثیری بر زاویه بازگشت و دامنه ارتعاشات رفتار بال نخواهد داشت.

۷- فهرست علائم

a_q	ثابت عددی در معادلات حرکت در مرحله q
b_q	ثابت عددی در معادلات حرکت در مرحله q
g	شتاب گرانش (m/s^2)
J	اینرسی جرمی حول مرکز جرم ($kg \cdot m^2$)
J_0	اینرسی جرمی حول مرکز دوران ($kg \cdot m^2$)
k_t	سختی فنر پیچشی ($N \cdot m/rad$)
l	فاصله‌ی مرکز دوران از مرکز جرم قطعه (mm)
L	طول مستهلک کننده (جاذب) (mm)
m	جرم قطعه (kg)
t	زمان (sec)

علائم یونانی

θ	موقعیت زاویه‌ای بال بر حسب زاویه فشرده‌گی فنر (deg)
φ	موقعیت زاویه‌ای بال (deg)
ω	سرعت زاویه‌ای بال (deg/sec)
ω_n	فرکانس طبیعی (Hz)

۸- مراجع

- [1] A. R. Timmins, R. E. Heuser, *A study of first-day space malfunctions*, NASA Technical Note, 1970.
- [2] S. H. Kim, Y. S. Kim, Ch. Song, A robust adaptive nonlinear control approach to missile autopilot design, *Control Engineering Practice*, Vol. 12, No. 2, pp. 149-154, 2004.
- [3] S. Kashеfi, Predictive adaptive autopilot for STT missile based on model reference method and lyapunov theorem, *Aerospace Mechanics Journal*, Vol. 8, No. 3, pp. 91-100, 2012. (In Persian)
- [4] H. Niemann, J. K. Poulsen, Analysis and design of controllers for a double inverted pendulum, in *Proceedings of the American Control Conference*, Vol. 4, pp. 2903-2908, 2003.
- [5] H. Su, C. A. Woodham, On the uncontrollable damped triple inverted pendulum, *Journal of Computational and Applied Mathematics*, Vol. 151, No. 2, pp. 425-443, 2003.
- [6] J. B. Hunt, *Dynamic Vibration Absorber*, Mechanical Engineering Publications, London, 2009.
- [7] J. B. Hunt, J. C. Nissen, The broad band dynamic vibration absorber, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 83, No. 4, pp. 573-578, 1982.
- [8] J. H. Bonsel, R. H. B. Fey, H. Nijmeijer, Application of a dynamic vibration absorber to a piecewise linear beams system, *Nonlinear Dynamics*, Vol. 37, No. 3, pp. 227-243, 2004.
- [9] J. C. Ji, N. Zhang, Suppression of the primary resonance vibrations of a forced nonlinear system using a dynamic vibration absorber, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 329, No. 11, pp. 2044-2056, 2010.
- [10] D. Sinclair, Frictional vibrations, *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 22, No. 1, pp. 207-214, 1955.
- [11] A. Guran, F. Pfeiffer, K. Popp, *Dynamics with Friction*, World Scientific, 2003.
- [12] E. H. Dowell, H. B. Schwartz, Forced response of a cantilever beam with a dry friction damper attached, Part I: Theory, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 91, No. 2, pp. 255-67, 1983.
- [13] A. A. Ferri, E. H. Dowell, The behavior of a linear, damped amped modal system with a non-linear spring-mass dry friction damper system attached, Part II, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 101, No. 1, pp. 55-74, 1985.
- [14] Y. J. Go, Y. H. Kim, H. G. Chang, An analysis of the behavior of a simply supported beam with a dry friction damper attached, *Applied Acoustics*, Vol. 55, No. 1, pp. 31-41, 1998.
- [15] H. Jalali, H. Ahmadian, F. Pourahmadian, Identification of micro-vibro-impacts at boundary condition of a nonlinear beam, *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 25, No. 3, pp. 1073-1085, 2011.
- [16] M. Kavyanpoor, R. Dehghani-Firouzabadi, Vibration Modeling of Beam with Poor Friction on the Two-Point Contact and Validation with the Modal Test Results, *Aerospace Mechanics Journal*, Vol. 10, No. 1, pp. 67-75, 2014. (In Persian)

جدول ۶ تغییرات طول سطح تماس و اثر آن بر زاویه بازگشت

زاویه بازگشت نقاط (deg)	طول سطح تماس L (mm)		سطح تماس ($\times 2\pi r$)
	H	E	
۷۴/۹۰۰	۸۷/۷۷۳	۱۰۷/۹۵۹	۰
۵۵/۰۷۳	۶۴/۱۹۹	۸۴/۷۴۹	۰/۴۴
۵۱/۸۳۱	۵۸/۷۶۱	۷۶/۶۴۴	۰/۸۸
۵۰/۶۲۲	۵۶/۵۹۷	۷۳/۰۰۱	۱/۳۲
۵۰/۴۶۱	۵۶/۲۸۰	۷۲/۲۹۲	۱/۷۶
۵۱/۸۱۳	۵۸/۰۵۱	۷۴/۲۸۷	۲/۲
۵۱/۷۱۵	۵۸/۱۱۲	۷۴/۴۰۵	۲/۶۴
۵۱/۸۱۸	۵۸/۲۰۵	۷۴/۴۲۷	۳/۰۸
۵۱/۸۱۸	۵۸/۲۰۵	۷۴/۴۲۷	۳/۵۳
۵۱/۸۱۸	۵۸/۲۰۵	۷۴/۴۲۷	۳/۹۶
۵۱/۸۱۸	۵۸/۲۰۵	۷۴/۴۲۷	۴/۴

۶- نتیجه‌گیری

به منظور کنترل و کاهش دامنه نوسانات و بهینه‌سازی رفتار ارتعاشی بال جسم پرنده تحت تحریک اتفاقی حاصل از برخورد بال به پایه بال در حین باز شدن آن تا توقف کامل، پارامترهایی مورد بررسی و تحلیل قرار گرفت. با مقایسه نتایج تست تجربی، روش تحلیلی و همچنین نتایج حاصل از شبیه‌سازی در نرم‌افزار آدمز نشان داد که نتایج به‌دست آمده بسیار نزدیک بوده و نتیجه گرفته شد که نتایج به‌دست آمده از شبیه‌سازی در نرم‌افزار آدمز قابل اطمینان است. با طراحی و اضافه نمودن یک جاذب دینامیکی از نوع استهلاک خشک، به بهبود و بهینه‌سازی دامنه نوسانات و ارتعاشات ایجاد شده از تحریک تصادفی مذکور، انجامید. تأثیر جنس جاذب دینامیکی، در سه دسته مورد بررسی قرار گرفته شد و با بررسی نتایج به دست آمده از هر دسته، به این نتیجه دست یافته شد که در دسته ۱ با انتخاب PVC برای پین بال و جنس (۱)، فولاد برای مستهلک‌کننده خشک تا حد امکان دامنه نوسان پاسخ و زاویه بازگشت بال و تعداد برخوردهای متوالی بال را کاهش و بهینه گردید. اما انتخاب PVC برای پین، به دلیل استحکام و مقاومت کم در برابر نیروهایی که توسط پین تحمل می‌شود، نمی‌تواند انتخابی مناسب بوده و یک جنس نظیر فولاد می‌تواند این مشکل را در انتخاب برطرف کند. یک نکته برای انتخاب جنس جاذب دینامیکی (استهلاک خشک) این است که، از نظر قیمت و در دسترس بودن و ساخت قطعه بتواند مناسب و بهینه باشد. با توجه به نکات بیان شده نتیجه می‌شود که انتخاب تفلون به عنوان جنس (۱) برای مستهلک‌کننده و فولاد به عنوان جنس (۲) برای پین، بهترین انتخاب بوده چرا که با توجه به نتایج ارائه شده، برای جنس‌های انتخاب شده، ۵۰-۷۰ درصد کاهش در دامنه نوسان پاسخ و زاویه بازگشت بال داشته است. همچنین با بررسی دسته ۳ می‌توان به این نتیجه دست پیدا کرد که، با انتخاب آلومینیوم به جای فولاد برای جنس پین انتخاب مناسب‌تری بوده، چرا که دارای ضریب اصطکاک بیشتری نسبت به فولاد با تفلون و همچنین از نظر قیمت، به صرفه‌تر است.

با بررسی تأثیر سطح تماس جاذب با پین، با توجه به روند افزایش سطح تماس و روند تأثیرگذاری آن بر رفتار و دامنه نوسان، می‌تواند طول ۱/۷۶ تا ۲/۲ میلی‌متر را پیشنهاد گردد، چرا که با توجه به روند کاهش زاویه بازگشت،

- [17] A. A. Ferri, W. E. Whiteman, Free response of a system with negative viscous damping and displacement-dependent dry friction damping, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 306, No. 3-5, pp. 400-418, 2007.
- [18] S. Francesco, Damping of rotor conical whirl by asymmetric dry friction suspension, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 321, No. 1-2, pp. 79-103, 2009.
- [19] J. Q. Sun, Random vibration analysis a non-linear system with dry friction damping by the short-time gaussian cell mapping, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 180, No. 5, pp. 785-795, 1995.
- [20] E. I. Butikov, Spring pendulum with dry and viscous damping, *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*, Vol. 20, No. 1, pp. 298-315, 2015.
- [21] F. J. Elmer, Nonlinear dynamics of dry friction, *Journal of Physics A: Mathematical and General*, Vol. 30, No. 17, pp. 6057-6063, 1997.
- [22] J. B. Peter, *ASM Handbook*, Volume 18 - Friction, Lubrication, and Wear Technology. ASM International, 1992.