

تأثیر سفتی و ضریب میرایی دمپر شیمی، در پایداری و میرا نمودن ارتعاشات شیمی

احسان سلاحی

استادیار گروه مهندسی مکانیک، واحد مرودشت، دانشگاه آزاد اسلامی،

مرودشت، ایران

selahi@miau.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۲/۱۴

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۶/۰۷

چکیده

ارتعاشات شیمی در چرخ‌ها، ارتعاشات جانبی و پیچشی است که در سرعت‌های بالا باعث ناپایداری سیستم می‌شود. این پدیده در ارابه فرود^۲ هواپیما به دلیل سرعت بالای هواپیما در هنگام فرود، بسیار تأثیرگذار است و می‌تواند از عدم احساس راحتی شروع و تا ایجاد آسیب دیدگی و در نهایت تخریب ارابه فرود و به دنبال آن صدمه دیدن مسافران منجر شود. با تنظیم و انتخاب مناسب پارامترهای کلیدی و تأثیرگذار می‌توان این نوع ارتعاش را کنترل و یا از ایجاد آن جلوگیری نمود. بنابراین با توجه به اهمیت پدیده ارتعاش شیمی، در این تحقیق تلاش گردیده است تا با به‌کارگیری یک مدل ریاضی تأثیر تغییر پارامترهای مختلف مانند: سفتی و ضریب میرایی دمپر شیمی بر پایداری و کاهش ارتعاشات شیمی مورد بررسی قرار گیرد. با توجه به نتایج به‌دست آمده مشاهده می‌گردد که دمپر شیمی تأثیر به‌سزایی در میرایی ارتعاشات شیمی دارد. همچنین افزایش ممان اینرسی باعث افزایش احتمال ناپایداری در سازه می‌گردد.

واژگان کلیدی: ارتعاش شیمی، ضریب میرایی، دمپر شیمی، ناپایداری، ارابه فرود

۱. مقدمه

پدیده ارتعاشی شیمی یک پدیده بسیار مهم در ارابه فرود^۲ هواپیما می‌باشد. این ارتعاشات در اثر ایجاد ناهم‌واری در باند پرواز و یا چرخ هواپیما ایجاد می‌گردد [۱]. ارتعاشات شیمی که اغلب دارای فرکانسی بین ۱۰ تا ۳۰ هرتز می‌باشد، ناشی از کوپلینگ بین حرکت نوسانی چرخ حول محور عمودی آن و حرکت نوسانی

عرضی ارابه فرود است که جزء ارتعاشات آزاد محسوب

می‌گردد [۲].

انرژی مورد نیاز این نوع ارتعاش از انرژی جنبشی ناشی از حرکت روبه جلو هواپیما تأمین می‌شود. این انرژی می‌تواند باعث ایجاد ناپایداری دینامیکی در جسم گردد. درجه ناپایداری متغیر می‌باشد و می‌تواند از عدم احساس راحتی (ناشی از ارتعاش مذکور) شروع و تا ایجاد آسیب‌دیدگی و نهایتاً تخریب ارابه فرود منجر

شود. ارتعاش شیمی می‌تواند هم در چرخ عقب هواپیما و هم در چرخ جلو اتفاق بیفتد. برای میرا نمودن ارتعاشات شیمی در ارابه فرود هواپیما از دمپرهایی خاص که می‌توانند پنوماتیکی یا هیدرولیکی و یا گاه‌ها دمپره‌های لاستیکی باشند، بنام دمپر شیمی استفاده می‌شود [۳]. مطابق شکل ۱، دمپر هیدرولیکی شیمی، شامل یک تیوب استوانه‌ای که یک میله و پیستون و مقداری روغن در داخل استوانه می‌باشد، که حرکت پیستون در داخل استوانه باعث کاهش دامنه ارتعاشات شیمی می‌شود [۴].



شکل ۱. دمپر LORD SHIMMY SE1076-1 [۴]

اولین تحقیقات در زمینه ارتعاش شیمی در باند پرواز رایت در ۱۹۷۰ انجام گرفت. تاکنون چند نمونه از ایجاد آسیب‌دیدگی هواپیما در باند پرواز در اثر پدیده شیمی گزارش شده است.

مانند شکست ارابه فرود هواپیما فوکر ۱۰۰، هنگام نشست در فرودگاه جنوا بر اثر ایجاد پدیده ارتعاشی مذکور و یا در ارابه فرود اصلی سمت راست بوینگ ۷۳۷ در سال ۱۹۹۸ در هنگام فرود در فرودگاه نیوجرسی [۵]. در شکل ۲، رد چرخ ایجاد شده (تحت

تأثیر پدیده ارتعاشی شیمی) در باند پرواز، نشان داده شده است [۶].

سومیسکی^۳ [۷]، مدلی ریاضی جهت شبیه‌سازی ارتعاشات شیمی در ارابه فرود دماغه هواپیما ارائه نمود. توتا^۴ و همکارانش [۸]، مدلی غیرخطی جهت شبیه‌سازی ارتعاشات شیمی در ارابه فرود دماغه هواپیما ارائه نمودند. پاسجکا^۵ [۹] نیز با توجه به تحقیقات انجام گرفته در گذشته به تشریح تئوری پدیده شیمی در چرخ‌ها پرداخت. اخیراً تورج زاده و زارع [۱۰] مدلی ریاضی جهت کنترل ارتعاشات شیمی در ارابه فرود هواپیما ارائه نمودند.

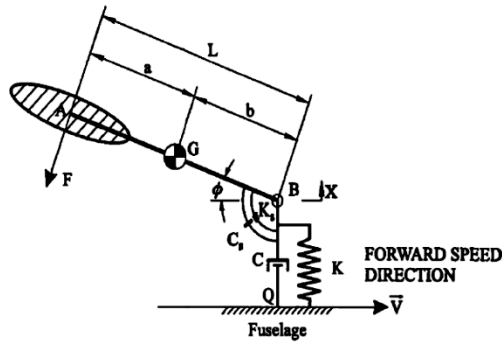


شکل ۲. رد چرخ ایجاد شده (تحت تأثیر پدیده ارتعاشی

شیمی) در باند پرواز [۶]

در این مقاله تلاش گردیده است تا تأثیر تغییر پارامترهای مختلف مانند: سفتی و ضریب میرایی دمپر شیمی بر کنترل و کاهش ارتعاشات شیمی مورد بررسی قرار گیرد.

فرض می‌شود که ارتعاشات عرضی مذکور دارای شکلی هارمونیک باشد. این ارتعاش باعث ایجاد نیروی اصطکاک بین چرخ و باند پرواز که عمود بر صفحه چرخ است می‌شود و نیروی اصطکاک بین چرخ و باند پرواز موجب تمایل به انحراف چرخ در جهت \perp (زاویه بین صفحه عمودی حرکت و صفحه میانی چرخ) می‌شود، که باعث انحراف بیشتر در راستای x ، می‌شود.



شکل ۴. مدل ساده ریاضی ارابه فرود

مهمترین پارامترها در بررسی ارتعاشات چرخ عبارت است از فاصله (L)، محل مرکز جرم چرخ (G) و محل اتصال آن به جاذب شوک. ضریب جذب انرژی در دمپر چرخشی شیمی با C_s نشان داده شده است. به علت حرکت عرضی چرخ، نیروی اصطکاک F ، همواره عمود بر سطح چرخ است.

۲. مدل ریاضی ارتعاش شیمی

در مدل ریاضی جرم بدنه هواپیما در مقایسه با جرم ارابه فرود، بسیار زیاد می‌باشد و بنابراین بدنه هواپیما به عنوان یک مرجع ثابت در نظر گرفته می‌شود. مطابق شکل ۴، نقطه Q ، (اتصال بالای OPSA به بدنه) دارای سرعت روبه جلو V ، است. فاصله نقطه Q با نقطه B (دارای مقداری متغیر می‌باشد که با X ، و زاویه انحراف چرخ (زاویه شیمی) نیز با θ ، نشان داده شده است. اگر:

$$D = \frac{d}{dt}, \quad D^2 = \frac{d^2}{dt^2} \quad (1)$$

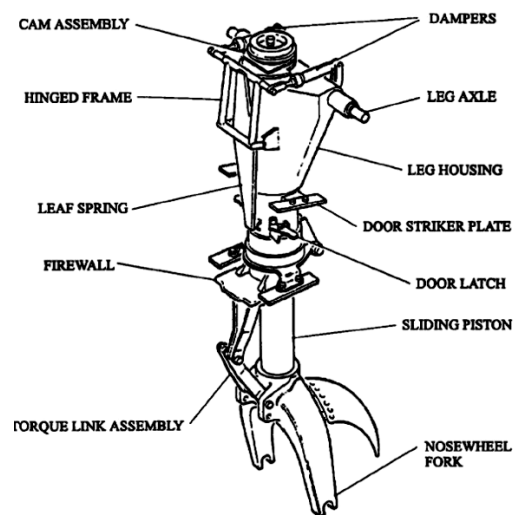
آنگاه با توجه به رابطه ارائه شده توسط اسماعیل زاده و فرزانه [۱]، معادله حاکم در ارتعاشات شیمی در ارابه فرود هواپیما به شکل زیر خواهد شد:

$$D^2(\theta) = \left(\frac{P_c L}{MN} + \frac{C_s}{aN} \right) D(\theta) \quad (2)$$

$$+ \left(\frac{P_c V}{MN} + \frac{K_s}{aN} \right) \theta - \left(\frac{P_c m V}{MN} + P_k \right) X$$

ارتعاشات در راستای ψ وابستگی زیادی به حرکت انحرافی چرخ در راستای X دارد. زاویه انحرافی ψ حاصل از کوپل ناشی از اثر ژیرسکوپی باعث کاهش زاویه (ϕ) (اثر شیمی) می‌شود. با توجه به آنچه که در تحقیقات گذشته ذکر شده است، تأخیر فاز بین ارتعاشات عرضی (X) و ارتعاشات پیچشی (ϕ) ۹۰ درجه است.

در شکل ۳، یک نمونه ارابه فرود جهت نصب در دماغه هواپیما، و در شکل ۴، مدل ساده ریاضی ارابه فرود آورده شده در شکل ۳، نشان داده شده است. جاذب شوک انتخابی، جاذب شوک پنوماتیکی OLEO^۶ (OPSA) می‌باشد. که در آن نقطه تماس OPSA به بدنه هواپیما با نقطه Q ، نشان داده شده است. جاذب OPSA شامل یک دمپر پیستونی پنوماتیکی و یک فنر با سفتی بالا می‌باشد. بنابراین خواص دینامیکی OPSA توسط فنر با سختی K ، و دمپر با ضریب میرایی C ، مدل‌سازی شده است. همچنین مرکز هندسی چرخ با نقطه A ، و نقطه اتصال آن به OPSA با B نشان داده شده است.



شکل ۳. یک نمونه ارابه فرود جهت نصب در دماغه هواپیما

که در رابطه بالا:

جدول ۱. مشخصات ارا به فرود [۱۱]

مقدار	ضریب
9000	$F(N)$
1	$I(Kg.m^2)$
10	$\varphi(deg)$
1×10^5	$K_s(N.m/rad)$
100	$C_s(N.m.Sec/rad)$
0.362	$L(m)$
0.1	$a(m)$
70	$V(m/Sec)$

$$M = 1 - mL/N \quad (3)$$

$$N = mb - I/a \quad (4)$$

$$\theta = m(X) + N(\phi) \quad (5)$$

$$P_c = CL/a + mC_s/aN \quad (6)$$

$$P_k = KL/a + mK_s/aN \quad (7)$$

m : جرم ارا به فرود و I : ممان اینرسی ارا به فرود می‌باشند. معادله حاکم ۲، را به شکل دستگاه معادله دیفرانسیل زیر نیز می‌توان نوشت:

$$D(\zeta) = [A]\zeta \quad (8)$$

که در معادله فوق:

$$\zeta = [\theta, D(\theta), X]^T \quad (9)$$

مشاهده می‌گردد که نمودار تغییرات دینامیکی زاویه ψ به‌دست آمده توسط تئوری ارائه شده به‌صورت بسیار نزدیکی منطبق با نتایج ارائه شده در مرجع [۱۱] می‌باشد، که بیانگر دقت بالای روش مورد استفاده در این تحقیق می‌باشد.

۴. تحلیل پارامترهای مؤثر

در این بخش به بررسی تأثیر مقدار ضریب میرایی دمپر شیمی در میرا نمودن ارتعاشات شیمی و بررسی تأثیر پارامترهایی مانند، سفتی و ضریب میرایی دمپر شیمی، در پایداری سازه پرداخته خواهد شد. در جدول ۲، مقادیر ضرایب مورد استفاده آورده شده است.

جدول ۲. مقادیر ضرایب مورد استفاده [۶]

مقدار	ضریب
100	$m(Kg)$
1	$I(Kg.m^2)$
3.35×10^7	$K(N/m)$
150	$C(N.Sec/m)$
1×10^5	$K_s(N.m/rad)$
50	$C_s(N.m.Sec/rad)$
2.5	$L(m)$
1.2	$a(m)$
50	$V(m/Sec)$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ \frac{P_c V}{MN} + \frac{K_s}{aN} & \frac{P_c L}{MN} + \frac{C_s}{aN} & -\frac{P_c mV}{MN} - P_k \\ -\frac{V}{MN} & -\frac{L}{MN} & \frac{mV}{MN} \end{bmatrix} \quad (10)$$

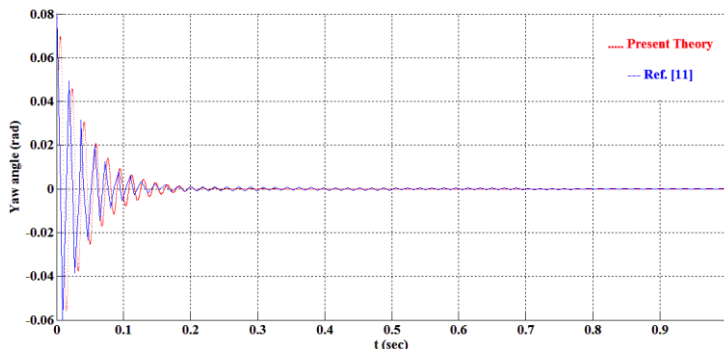
دستگاه معادلات فوق با استفاده از روش‌های عددی قابل حل می‌باشد.

۳. اعتبارسنجی

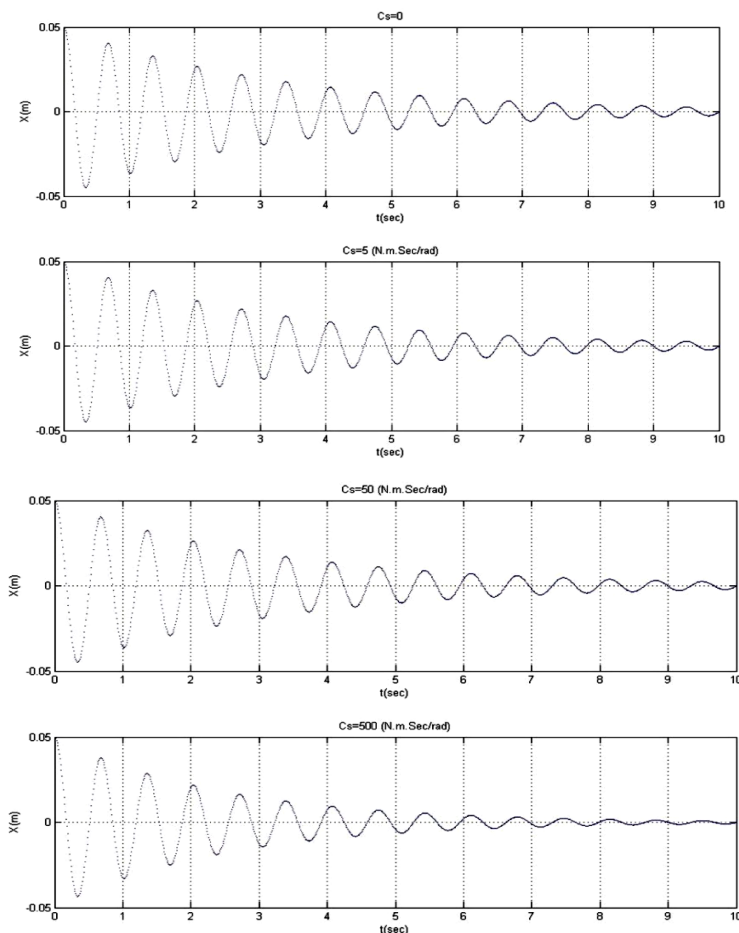
در این بخش جهت اعتبارسنجی و تأیید دقت بالای روش مدل‌سازی ارائه شده، نتایج حاصل از مدل‌سازی به روش شرح داده شده در این تحقیق با نتایج ارائه شده توسط برناسی و حدادیان [۱۱] مورد مقایسه قرار گرفت. بدین منظور در جدول ۱ مشخصات ارا به فرود و در شکل ۵، تغییرات زاویه ψ برحسب زمان در یک ثانیه اول نشان داده شده است.

افزایش می‌یابد، ولی این کاهش چندان مشهود نمی‌باشد. ولیکن برای ضریب میرایی ۵۰۰، دمپر شیمی نقش قابل توجهی در میرا نمودن سریع نوسانات عرضی و نوسانات زاویه شیمی دارد. بنابراین در ارا به فرود مذکور پیشنهاد می‌گردد، از دمپر شیمی با ضریب میرایی بیش از پنجاه $N.m.sec/rad$ استفاده گردد.

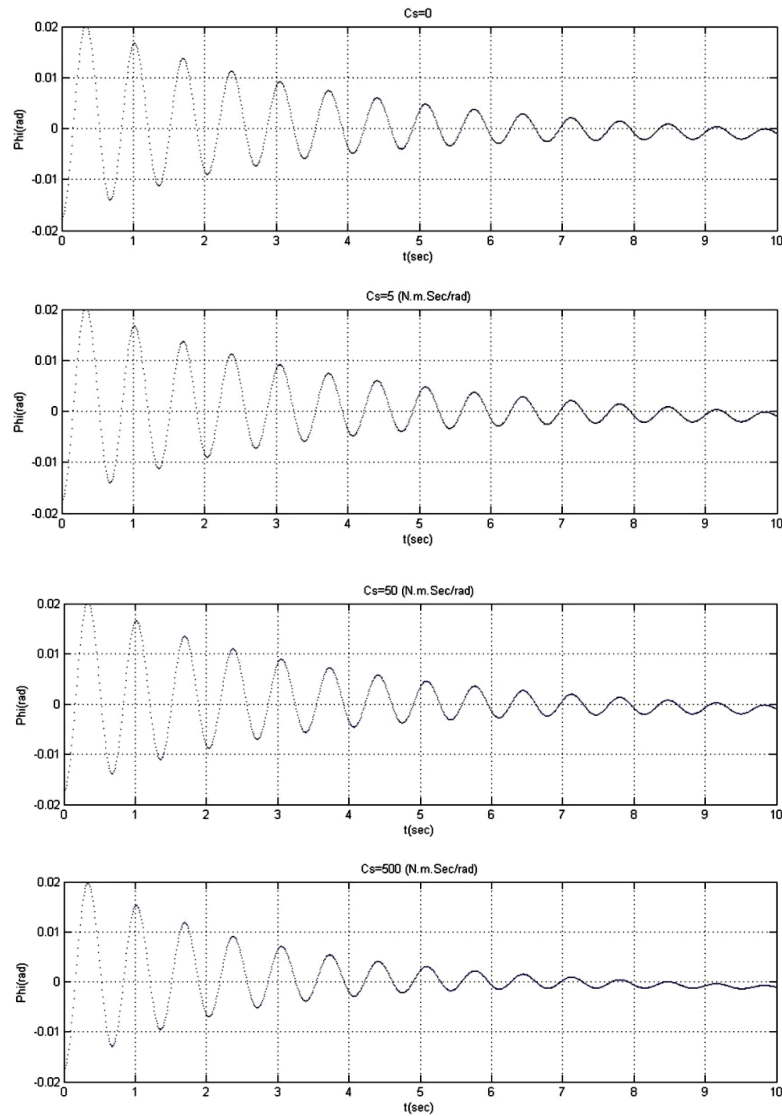
در شکل‌های ۶ و ۷ به ترتیب تأثیر مقدار ضریب میرایی دمپر شیمی (C_s) بر دامنه نوسانات عرضی و دامنه نوسانات زاویه شیمی برای چهار حالت بدون دمپر شیمی و با دمپر شیمی با ضرایب میرایی ۵، ۵۰ و ۵۰۰ (N.m. Sec/rad) نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش ضریب میرایی دمپر شیمی از صفر تا ۵۰، هرچند که نرخ کاهشی دامنه نوسان



شکل ۵. تغییرات زاویه ψ بر حسب زمان



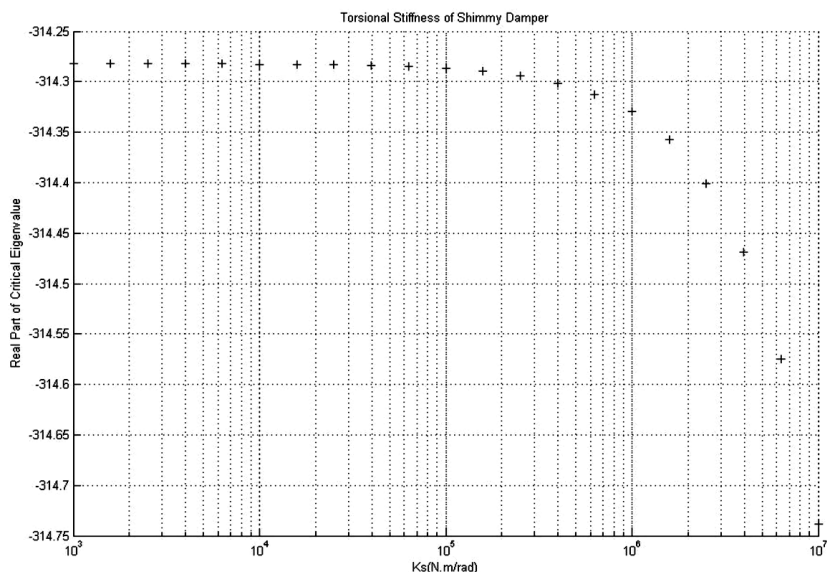
شکل ۶. تأثیر مقدار ضریب میرایی دمپر شیمی (C_s) بر دامنه نوسانات عرضی



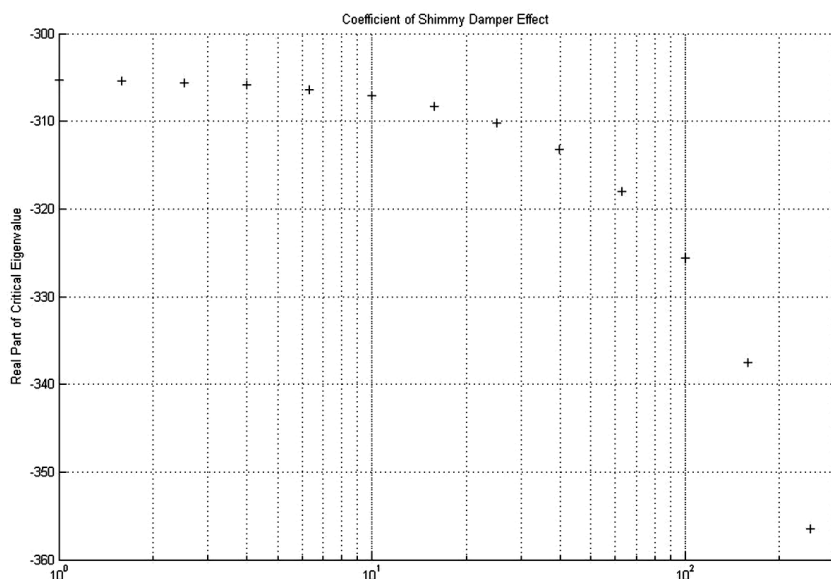
شکل ۷. تأثیر مقدار ضریب میرایی دمپر شیمی (C_s) بر دامنه نوسانات زاویه θ

تغییر این مقدار تأثیر قابل توجهی در مرز پایداری نخواهد داشت. در نهایت همانگونه که پیش‌بینی می‌شد، با افزایش ضریب میرایی، دمپر شیمی مرز پایداری، افزایش خواهد یافت.

همچنین در شکل های ۸ و ۹، به ترتیب تأثیر مقدار سفتی (K_s) و ضریب میرایی دمپر شیمی (C_s) بر پایداری سیستم مورد بررسی قرار گرفته است. مشاهده می‌گردد، که برای مقادیر مختلف سفتی (K_s) سیستم همواره پایدار می‌باشد و



شکل ۸. تاثیر مقدار سفتی (K_s) بر پایداری سیستم



شکل ۹. تاثیر مقدار ضریب میرایی دمپر شیمی (C_s) بر پایداری سیستم

۵. جمع بندی

در این تحقیق با به کارگیری یک مدل ریاضی تأثیر تغییر پارامترهای مختلف مانند: تأثیر ضریب میرایی دمپر شیمی بر دامنه نوسانات عرضی و دامنه نوسانات زاویه شیمی و همچنین تأثیر مقدار سفتی و ضریب میرایی دمپر شیمی بر پایداری سیستم مورد بررسی قرار گرفت:

- (ا) دمپر شیمی با ضریب میرایی بالا، تأثیر به سزایی در میرا نمودن سریع نوسانات عرضی و نوسانات زاویه شیمی دارد.
- (ب) تغییر مقدار سفتی، تأثیر قابل توجهی در مرز پایداری نخواهد گذاشت.
- (ج) با افزایش ضریب میرایی دمپر شیمی، مرز پایداری، افزایش خواهد یافت.

- [1] Esmailzadeh, E., K. A. Farzaneh, "Shimmy Vibration Analysis of Aircraft Landing Gears", *Journal of Vibration and Control*, vol.5, 1999, pp.45-56.
- [2] Niezgod, T., J. Maachowski and A. Budzyski, "Numerical Analysis of a Front Support Landing Gear Dynamics as the Example of Chosen MCAD and CAE Systems Integration in the Case of the Military Transport Aircraft Design", *Journal of KONES Power train and Transport*, vol.13, no.2, 2006, pp.341-350.
- [3] "Main Landing Gear Vibration Induced by Brake and Anti-skid Systems", *Asociacion Sindical de Pilotos De Aviacion*.
- [4] Meyers, A., "The Development of Non-Hydraulic Shimmy Dampers", *Lord Corporation*.
- [5] "Shimmy on landing", Boeing 737-3TO, *Publishing Agency, National Transportation Safety Board (NTSB), USA, Report number: NYC99IA024, USA, November 6, 1998*.
- [6] Besselink, I., "Landing Gear Shimmy, Detect, Understand and Fix Shimmy Problems Early in the Design Simulation"; *LMS Conference, Europe, March 2006*.
- [7] Somieski, G., "Shimmy analysis of a simple aircraft nose landing gear model using different mathematical methods", *Aerospace Science and Technology*, vol.1, no. 8, 1997, pp.545-555.
- [8] Thota, P., B. Krauskopf, M. Lowenberg, "Shimmy in a Nonlinear Model of an Aircraft Nose Landing Gear with Non-zero Rake Angle", *ENOC-2008, Saint Petersburg, Russia, 30 June - 4 July 2008*.
- [9] Pacejka, H. B., "Theory of the Wheel Shimmy Phenomenon", *Tire and Vehicle Dynamics, 3rd Edition*, 2012, pp.287-328.
- [10] Tourajizadeh, H., S. Zare, "Robust and optimal control of shimmy vibration in aircraft nose landing gear", *Aerospace Science and Technology*, vol.50, 2016, pp.1-14.

[۱۱] برناسی، س.، ح. حدادپور، "بررسی ارتعاشات شیمی ازابه فرود هواپیما"، نشریه علمی- پژوهشی مهندسی هوانوردی سال سیزدهم، شماره دوم، پاییز ۹۰، صفحه ۵۹-۶۹.

پی نوشت

1. Shimmy
2. Landing Gear
3. Somieski
4. Thota
5. Pacejka
6. Oleo Pneumatic Shock Absorber