

بررسی ارتعاشات شیمی ارابه فرود هواپیما

برناسی سعید^۱، حدادپور حسن^{۲*}

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد دانشگاه صنعتی شریف

۲- استاد دانشکده‌ی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

(دریافت مقاله: ۱۳۹۰/۰۲/۲۱ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۰/۱۲/۱۵)

چکیده

یکی از مسائل بسیار مهم در طراحی ارابه‌ی فرود هواپیما، ارتعاشات شیمی است که می‌تواند در مانورهای زمینی و عملیات فرود و برخاست اتفاق بیفتد. منشا اصلی ارتعاشات شیمی، الاستیسیته‌ی مکانیزم ارابه و انعطاف‌پذیری چرخ‌ها است. در این مطالعه برای بررسی این نوع از ارتعاشات از دو روش تحلیل خطی و غیرخطی استفاده شده است. برای شبیه‌سازی رفتار چرخ از فرضیه‌ی نواری استفاده شده است. الگوی ارابه شده در این مقاله دارای زاویه رو به عقب است و تاثیر زاویه‌ی عقب‌گرد در بازوی موثر ارابه لحاظ شده است. بعد از نوشتن معادلات حاکم و با حل آنها در دو حالت خطی و غیرخطی رفتار دینامیکی سیستم بررسی شده است. پایداری سیستم، بر اساس مدل خطی بررسی شده و تاثیر پارامترهای مختلف بر روی پایداری سیستم مطالعه شده است. همچنین رفتار غیرخطی سیستم در قالب پاسخ زمانی ارابه شده و با نتایج خطی مقایسه شده است. نتایج حاصل از تحلیل غیرخطی، ارتعاشات با دامنه‌ی محدود را پیشبینی می‌کند که به ارتعاشات شیمی موسوم است.

واژه‌های کلیدی: ارابه‌ی فرود هواپیما، ارتعاشات شیمی، تحلیل خطی و غیرخطی، ارتعاشات با دامنه محدود

مقدمه

ارتعاشات شیمی یکی از دو نوع ارتعاشات خودمحرک مرسوم در ارابه‌ی فرود هواپیما است. این نوع از ارتعاشات در چرخ وسایل نقلیه مانند اتومبیل، قطار، موتورسیکلت و از همه مهمتر در چرخ ارابه فرود هواپیما اتفاق می‌افتد که باعث لقی چرخ‌ها، خوردگی قطعات مختلف و همین‌طور کاهش عمر قطعات در اثر پدیده خستگی می‌شود. در ارابه فرود هواپیما، ارتعاشات شیمی به‌طور معمول از طریق خود ارابه فرود به سازه اصلی هواپیما انتقال پیدا کرده و باعث نارضایتی مسافران و از همه مهمتر باعث تکان‌های شدیدی در کابین می‌شود که دیدن و خواندن آلات دقیق را برای خلبان دشوار می‌کند. نوع دوم از ارتعاشات خودمحرک^۱، ارتعاشات خودمحرک ترمزها^۲ است که در اثر ترمز گرفتن چرخ‌ها و بدلیل اصطکاک بین روتور و استاتور موجود در مکانیزم ترمز، بوجود می‌آید.

ارتعاشات شیمی به‌طور معمول به‌دلایل مختلفی چون کاهش سختی پیچشی، لقی بودن بیش از اندازه‌ی چرخ‌ها، نابالانسی چرخ‌ها و یا به دلیل قطعات سایش یافته بوجود می‌آید.

ارتعاشات شیمی به خودی خود پدیده‌ی چندان خطرناکی نیست چرا که با تنظیم پارامترهای کلیدی مانند میرایی زیاد می‌توان باعث کاهش نوسانات و یا حتی جلوگیری از وقوع آن شد. اما از طرفی ارتعاشات با دامنه‌ی کم می‌تواند باعث سایش بیش از اندازه‌ی چرخ‌ها و خستگی قطعات شود. به همین دلیل کاهش نوسانات شیمی در طراحی بسیار مهم بوده و جهت به حداقل رساندن آن از گزینه‌هایی چون افزایش میرایی استفاده می‌شود. به همین منظور در هواپیماهای مدرن از قطعه‌ای بنام میراکننده‌ی شیمی^۳ استفاده می‌شود. هواپیماهای بوئینگ^۴ گروه ۷۳۷ و ۷۴۷ و همین‌طور ایرباس^۵ گروه ۳۱۰ و ۳۲۰ به میراکننده‌ی شیمی مجهز هستند. پس از طراحی ارابه فرود تغییر پارامترهای طراحی سازه‌ای قابل تغییر نیستند و شرایطی مانند باند فرود نامناسب، آب و هوای بد و یا هر اغتشاش خارجی دیگری که سیستم برای آن شرایط طراحی نشده است، می‌تواند منجر به ارتعاشات شیمی شود. در چنین شرایطی استفاده از یک مکانیزم کنترلی فعال^۶ می‌تواند بسیار مفید بوده و در سرعت‌های مختلف مقدار نوسانات و اغتشاشات را حس

فرود را می‌توان در طول محور افقی چرخ‌ها لحاظ کرد. زاویه‌ی انحراف چرخ‌ها حول محور افقی است که باعث ایجاد نیروها و ممان‌های عرضی می‌شود و تأثیر ناچیزی در نوسانات ارابه فرود و چرخ دارد.

در ارتعاشات شیمی مهم‌ترین قسمت شبیه‌سازی دقیق چرخ‌ها و ارتباط آن با زمین است. بیشتر مدل‌های ارائه شده با هم تفاوت دارند و تنها شمار کمی از آنها با نتایج به‌دست آمده از آزمایشات و تست‌های عملی هم‌خوانی دارند که می‌توان به مواردی چون مورلند [۵]، پاسجکا [۶]، فون شلیپ و دیتریچ [۷] اشاره کرد. محققان زیادی پدیده‌ی شیمی را به صورت عملی، تحلیلی و عددی در زمینه هواپیمایی مورد بررسی قرار داده‌اند که عبارتند از بسلینک [۸]، بومن [۹]، اسمایلی [۱۰] و کلاسر و هریکو [۱۱]. بیشتر این مقالات به نحوه‌ی مدل کردن چرخ‌ها، بکار بردن مدل‌های گوناگون برای ارابه‌ی فرود مختلف، بررسی پایداری خطی و اخیراً هم بررسی مدل‌های غیرخطی پرداخته‌اند.

در این پروژه از فرضیه نواری چرخ‌ها^۱ یا فرضیه‌ی نواری کشسان که یکی از موفق‌ترین فرضیه‌ها در زمینه‌ی مکانیک چرخ [۷] است، استفاده شده است. در ادامه معادلات حاکم بر ارابه در دو حالت خطی و غیرخطی استخراج شده و به بررسی رفتار دینامیکی ارابه پرداخته شده است.

مدل دینامیکی غیرخطی ارابه فرود

با توجه به ارابه فرود نشان داده شده در شکل ۱ کل نیروی عمودی که شامل وزن هواپیما است به صورت جرم متمرکز فرض شده و از طریق نیروی F_z به ارابه فرود اعمال می‌شود. ارابه فرود دارای زاویه رو به عقب^{۱۱} (φ) نسبت به محور عمود بر سطح باند است. تأثیر زاویه‌ی رو به عقب را می‌توان در طول موثر محور افقی چرخ^{۱۲} به صورت زیر لحاظ کرد. زاویه‌ی رو به عقب رابطه‌ی هندسی $\theta = \psi \cos(\varphi)$ را ایجاد می‌کند:

$$e_{eff} = e \cos(\varphi) + R \cdot \tan(\varphi) + e \sin(\varphi) \tan(\varphi) \quad (1)$$

که R شعاع چرخ است.

دینامیک پیچشی ارابه [۱۲]

مدل غیرخطی ارتعاشات شیمی، شامل دینامیک پیچشی ارابه‌ی فرود، نیرو و گشتاورهای اعمالی به ارابه از منابع مختلف و تغییر شکل الاستیک چرخ یا به اصطلاح مکانیک چرخ است. با

کرده و سیستم را کنترل کند. تاکنون در هیچ هواپیمایی از سیستم کنترلی فعال استفاده نشده و شرکت‌های هواپیماسازی تنها به استفاده از سیستم‌های کنترلی غیر فعال^{۱۳} مانند استفاده از میراکننده‌ی شیمی بسنده کردند. مبحث مکانیزم کنترل فعال در طراحی ارابه‌ی فرود، از بزرگ‌ترین چالش‌های امروزی محققان در زمینه‌ی ارتعاشات شیمی است.

تاریخچه‌ی نسبتاً جامعی در رابطه با ارتعاشات شیمی ارابه فرود در مرجع [۱] ارائه شده است که در ادامه خلاصه‌ای از آن آورده شده است. اولین تلاش جدی در سال ۱۹۲۰ در کارخانه‌های اتومبیل‌سازی فرانسه صورت گرفت که بیشتر به بررسی اثرات مکانیک چرخ‌ها در ارتعاشات شیمی معطوف بود. از مهم‌ترین این کارها می‌توان به مقاله‌ی منتشر شده توسط برولهیت [۲] در سال ۱۹۲۵ اشاره کرد. مشاهدات او در زمینه‌ی تأثیر مکانیک و الاستیسیته‌ی چرخ در ارتعاشات شیمی همچنان از معتبرترین نمونه‌ها بوده و امروزه تحقیقات زیادی بر مبنای آن انجام می‌شود. این در حالیست که دانشمندان دیگری بنام سنساود [۳] اولین تئوری حاکم بر ارتعاشات ارابه فرود را در سال ۱۹۲۷ و با فرض صلب بودن چرخ‌ها و بدون در نظر گرفتن انعطاف‌پذیری و نیروهای اعمالی از طرف زمین، ارائه کرد. فروم [۴] به بررسی پدیده‌ی شیمی در وسایل نقلیه و شباهت‌های موجود با ارابه فرود هواپیما پرداخت. او اولین کسی است که به انعطاف‌پذیری عمودی چرخ‌ها به عنوان عامل اصلی در جابه‌جایی عمودی وسیله نقلیه اشاره کرد. تحقیقات اخیر وی به بررسی تغییر شکل عرضی چرخ‌ها در اثر نیروهای عرضی سطحی و زاویه انحراف جانبی معطوف بوده است. امروزه تحقیقات جدید به زمینه‌ی هواپیمایی معطوف شده و به صورت آزمایشگاهی و عملی به بررسی این پدیده پرداخته می‌شود.

ارابه فرود هواپیما به‌طور معمول شامل یک محور اصلی عمودی موسوم به استرات است که به بدنه‌ی اصلی هواپیما متصل بوده و شامل میراکننده ویسکوز^{۱۴}، بازوی اتصال^{۱۵} و مکانیزم فرمان و چرخ‌ها است. استرات از طریق یک یا دو چرخ با سطح زمین در ارتباط است. در شکل ۱ نمای جانبی، پشت و بالای یک ارابه فرود ساده نمایش داده شده است. ارابه فرود دارای شیبی با زاویه φ به سمت عقب است و با زاویه (ψ) حول محور عمودی خود می‌چرخد. استرات از طریق محوری افقی به طول e به چرخ‌ها متصل است. اثر شیب رو به عقب ارابه‌ی

نیز به نوبه‌ی خود باعث تولید نیروی افقی می‌شود. تکرار این فرآیند باعث ارتعاشات خودمحرک ارابه‌ی فرود می‌شود. گشتاور M_3 ، به دو بخش گشتاور M_z حول محور چرخ و گشتاور ناشی از نیروی F_y در بازوی طول محور چرخ e به ارابه اعمال می‌شود:

$$M_3 = M_z - e_{eff} F_y \quad (۴)$$

در حالیکه :

$$F_y = \begin{cases} c_{F_\alpha} \alpha F_z & \alpha \leq \delta \\ c_{F_\alpha} \delta F_z \operatorname{sgn}(\alpha) & \alpha \geq \delta \end{cases} \quad (۵)$$

$$M_z = \begin{cases} c_{M_\alpha} F_z \frac{\alpha_g}{180} \sin\left(\frac{180}{\alpha_g} \alpha\right) & |\alpha| \leq \alpha_g \\ 0 & |\alpha| \geq \alpha_g \end{cases} \quad (۶)$$

که c_{F_α} و c_{M_α} ضریب نیروی جانبی و گشتاور M_z هستند که در واقع بیانگر شیب تغییرات نیروی جانبی و گشتاور بر حسب زاویه لغزش جانبی چرخ (α) است. δ و α_g بترتیب زوایای نهایی لغزش برای نیروی جانبی و گشتاور M_z هستند. F_z نیروی عمودی سطح است، که از طرف زمین به چرخ و در نهایت ارابه وارد می‌شود.

گشتاور M_4 ناشی از برجستگی‌ها و دندان‌های سطح چرخ است که به سرعت هواپیما (V) و سرعت زاویه‌ای ($\dot{\theta}$) بستگی دارد:

$$M_4 = \frac{\kappa}{V} \dot{\theta} = \frac{\kappa}{V} \cos(\varphi) \cdot \dot{\psi} \quad (۷)$$

مقدار κ از رابطه زیر به دست می‌آید [۲، ۱۰]:

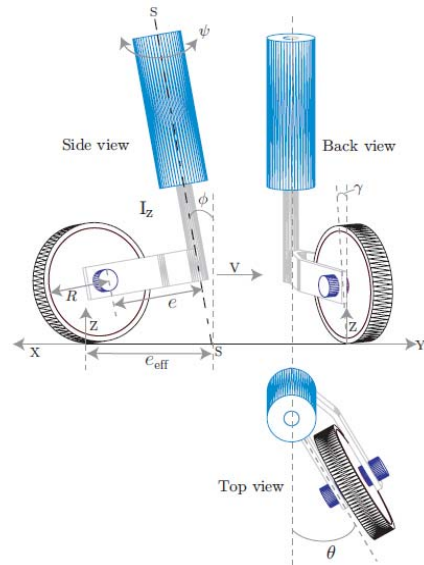
$$\kappa = -0.15a^2 \cdot c_{F_\alpha} \cdot F_z \quad (۸)$$

که a بیانگر نصف قسمتی از نوار فرضی چرخ می‌باشد که در تماس مستقیم با زمین است.

تغییر شکل الاستیک چرخ [۱۲]

جابه‌جایی عرضی چرخ و تغییر شکل آن با استفاده از فرضیه نواری قابل بیان است. این فرضیه در واقع رابطه‌ی بین زاویه چرخش ارابه فرود ψ و تغییر شکل ایجاد شده در چرخ‌ها y

استفاده از قانون دوم نیوتن و گشتاورگیری حول محور عمودی استرات می‌توان معادله‌ی دیفرانسیل حاکم بر ارتعاشات شیمی را به دست آورد:



شکل ۱- نمای شماتیک یک ارابه فرود [۱۳]

$$I_z \ddot{\psi} = M_1 + M_2 + M_3 + M_4 \quad (۲)$$

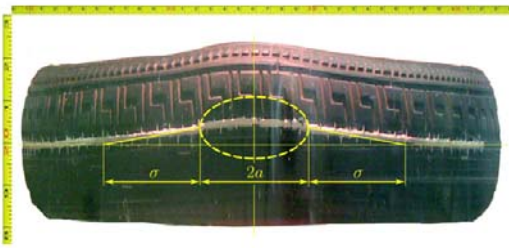
گشتاور M_1 ، ناشی از سختی پیچشی استرات و گشتاور پیچشی ناشی از بازوی اتصال است و گشتاور M_2 ناشی از خاصیت میرایی پیچشی استرات که در اثر میرایی ویسکوز بین یاتاقان‌ها و ضربه‌گیر 13 و همینطور گشتاور ناشی از میراکننده‌ی شیمی است. I_z گشتاور اینرسی حول محور عمودی ارابه است. با فرض خطی بودن داریم:

$$M_1 + M_2 = c\psi + k\dot{\psi} \quad (۳)$$

که c نرخ سختی پیچشی و k ضریب میرایی ویسکوز بازوی عمودی ارابه (استرات) است.

نیروها و گشتاورهای ناشی از چرخ [۱۲]

تغییر شکل عرضی چرخ‌ها که ناشی از زاویه‌ی لغزش جانبی 14 و نرخ تغییرات زاویه‌ی پیچشی 15 ($\dot{\psi}$) است باعث ایجاد گشتاور M_3 (سختی پیچشی ناشی از چرخ‌ها) و گشتاور M_4 (میرایی پیچشی ناشی از چرخ‌ها) می‌شود. در واقع می‌توان گفت که نیروی وارده از طرف زمین به چرخ‌ها باعث تغییر شکل چرخ و در عین حال باعث لغزش جانبی چرخ‌ها می‌شود که این زاویه



شکل ۴- تغییر شکل سطح تماس واقعی [۱۴]

عرضی ایجاد شده در چرخ ها به صورت زیر است:

$$\dot{y} + \frac{V}{\sigma} y = V \cos(\varphi) \cdot \psi + (e_{eff} - a) \cos(\varphi) \cdot \dot{\psi} \quad (9)$$

σ برابر با نصف قسمتی از نوار فرضی چرخ که در تماس مستقیم با زمین نیست. رابطه‌ی بین زاویه لغزش و جابه‌جایی چرخ‌ها از طریق رابطه‌ی زیر به دست می‌آید:

$$\alpha \approx \arctan(\alpha) = \frac{y}{\sigma} \quad (10)$$

بنابراین معادله حاکم بر ارتعاشات شیمی ارابه‌ی فرود به شکل زیر است:

$$I_z \ddot{\psi} - c\psi - k\dot{\psi} - \frac{\kappa}{V} \cos(\varphi) \cdot \dot{\psi} - M_3(y) = 0 \quad (11)$$

$$(e_{eff} - a) \cos(\varphi) \cdot \dot{\psi} + V \cos(\varphi) \cdot \psi - \dot{y} - \frac{V}{\sigma} y = 0$$

که در آن $M_3(y)$ عبارت غیرخطی تعریف شده (رابطه‌ی ۴) است.

پایداری سیستم خطی

با خطی کردن دستگاه معادلات (11) می‌توان پایداری سیستم را به صورت تحلیلی بررسی کرد و در عین حال رفتار سیستم را به صورت کیفی مورد بررسی قرار داد. تنها عبارت غیرخطی گشتاور $M_3(\alpha)$ ناشی از تغییر شکل الاستیک چرخ‌ها است. فرض لغزش جانبی با زاویه‌ی کوچک α داریم:

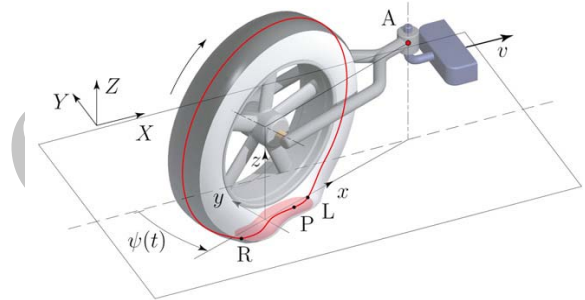
$$M_3 = M_z - e_{eff} F_y = c_{M_\alpha} F_z \frac{\alpha_g}{180} \left(\frac{180}{\alpha_g} \alpha \right) - e_{eff} c_{F_\alpha} \alpha F_z$$

$$\Rightarrow M_3 = c_{M_\alpha} F_z \alpha - e_{eff} c_{F_\alpha} \alpha F_z = F_z \alpha (c_{M_\alpha} - e_{eff} c_{F_\alpha}) \quad (12)$$

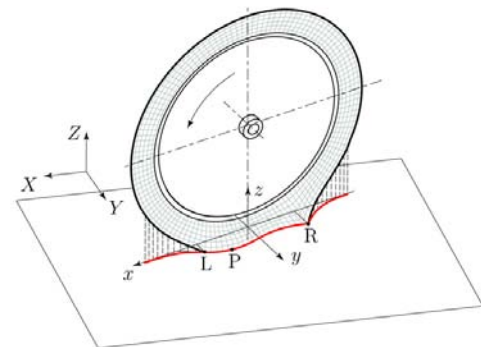
$$\alpha = \frac{y}{\sigma}$$

$$\Rightarrow M_3 = \frac{F_z}{\sigma} (c_{M_\alpha} - e_{eff} c_{F_\alpha}) y \quad (13)$$

به هنگام ارتعاش را بیان می‌کند. با توجه به این فرضیه چرخ با نواری بدون جرم و به طول بی‌نهایت مدل می‌شود که از دو طرف تحت نیروی کششی قرار دارد. بسیاری از محققان از نواری با طول محدود برای مدل کردن دقیق چرخ‌ها استفاده می‌کنند. قسمتی از نوار یا چرخ که با زمین در تماس^{۱۶} است دارای طول محدود $2a$ است و ناحیه‌ای که با زمین در تماس نیست اما دچار تغییر شکل می‌شود^{۱۷} هم دارای طول 2σ است. همانطور که در شکل‌های ۳ و ۴ دیده می‌شود نقاط بین دو نقطه‌ی L و R در تماس مستقیم با زمین هستند و در راستای محور y جابه‌جایی عرضی را تجربه می‌کنند. نوار قرمز رنگ در شکل ۴ در واقع قسمتی از نوار یا چرخ است که در اثر ارتعاشات دچار تغییر شکل شده و تصویر افقی آن نمایش داده شده است.



شکل ۲- چرخ مدل شده با نوار بدون وزن [۱۴]



شکل ۳- تغییر شکل سطح تماس (فرضیه نواری) [۱۴]

با توجه به فرضیه نواری ارائه شده [۶,۷,۱۵]، رابطه سینماتیکی بین زاویه حاصل از ارتعاشات شیمی و تغییر شکل

c و میرایی پیچشی آن k پایداری سیستم مورد بررسی قرار گرفته و نتایج در نمودارهایی در ادامه آمده است. در هر یک از تحلیل‌ها و نتایج به دست آمده از مدل‌های خطی و غیرخطی، مقادیر پارامترها همان مقادیر مشخص شده در جدول ۱ است مگر در مواردی که بررسی تغییرات یک پارامتر مورد نظر بوده که محدوده تغییرات هر کدام در نمودارها و منحنی‌های مربوطه آمده است.

همانطور که از شکل ۵ پیداست به تقریب برای سرعت‌های کمتر از $V = 25m/s$ برای تمام زوایای رو به عقب استرات سیستم پایدار است و در سرعت‌های بالاتر از $V = 25m/s$ ناپایداری اتفاق می‌افتد. در سرعت $V = 45m/s$ بین زوایای $\varphi = -25^\circ..30^\circ$ سیستم ناپایدار می‌شود. زمانیکه وزن هواپیما در حدود $F_z = 5000N$ و کمتر است، سیستم در تمام زوایای استرات پایدار است ولی با افزایش وزن ناپایدار شده به طوریکه در $F_z = 10000N$ به بالا در زوایای $\varphi = -30^\circ..35^\circ$ ناپایدار می‌شود (شکل ۶).

جدول ۱- مشخصات ارابه فرود [۱۲،۱۴]

پارامترها	مقادیر
e	0.1 m
k	-10 Nm/rad/s
c	-100000 Nm/rad
I_z	1 Kg.m ²
φ	10°
R	0.362 m
a	0.1 m
κ	-270 Nm ² /rad
C_{M_α}	-2 m/rad
C_{F_α}	20 1/rad
σ	0.3 m
δ	5 Degree
α_g	10 Degree
F_z	9000 N
V	70 m/s

$$M_3(y) = \frac{F_z}{\sigma} (c_{M_\alpha} - e_{eff} c_{F_\alpha}) \cdot y \quad (14)$$

حال با قرار دادن عبارت خطی شده‌ی ۱۲ در معادله‌ی ۱۱ و تعریف متغیرهای حالت به صورت $u_1 = \psi$, $u_2 = \dot{\psi}$, $u_3 = y$ داریم:

$$\begin{aligned} \dot{u}_1 &= \dot{\psi} = u_2 \\ \dot{u}_2 &= \ddot{\psi} = \frac{1}{I_z} \left(cu_1 + ku_2 + \frac{\kappa}{V} \cos(\varphi) \cdot u_2 + \frac{F_z}{\sigma} (c_{M_\alpha} - e_{eff} c_{F_\alpha}) \cdot u_3 \right) \\ \dot{u}_3 &= \dot{y} = V \cos(\varphi) \cdot u_1 + (e_{eff} - a) \cos(\varphi) \cdot u_2 - \frac{V}{\sigma} u_3 \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} \dot{u}_1 \\ \dot{u}_2 \\ \dot{u}_3 \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ \frac{c}{I_z} & \frac{k}{I_z} + \frac{\kappa}{I_z V} \cos(\varphi) & \frac{F_z}{I_z \sigma} (c_{M_\alpha} - e_{eff} c_{F_\alpha}) \\ V \cos(\varphi) & (e_{eff} - a) \cos(\varphi) & -\frac{V}{\sigma} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{Bmatrix} \\ \Rightarrow \{\dot{\vec{u}}\} &= [A]\{\vec{u}\} \end{aligned} \quad (16)$$

با فرض جواب به صورت $\{\vec{u}\} = \{\vec{u}\} e^{Pt}$ و قرار دادن آن در معادله‌ی (۱۴) به مساله مقدار ویژه تبدیل می‌شود که با به دست آوردن مقادیر ویژه‌ی آن می‌توان پایداری سیستم را بررسی کرد:

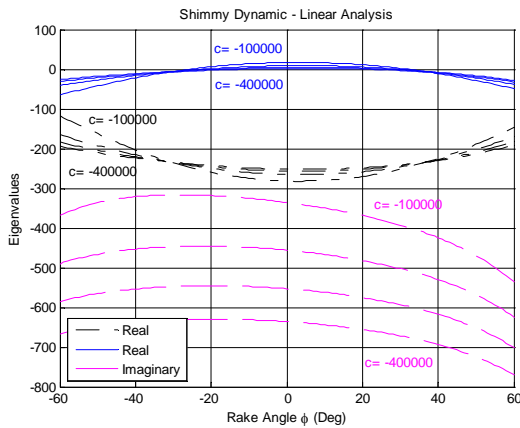
$$[A]\{\vec{u}\} = P\{\vec{u}\} \quad (17)$$

نتایج

در این قسمت حل عددی مثالی خاص در دو حالت خطی و غیرخطی در نظر گرفته می‌شود. در حالت خطی به تحلیل پایداری سیستم و در قسمت غیر خطی به بررسی پاسخ زمانی سیستم غیرخطی پرداخته می‌شود.

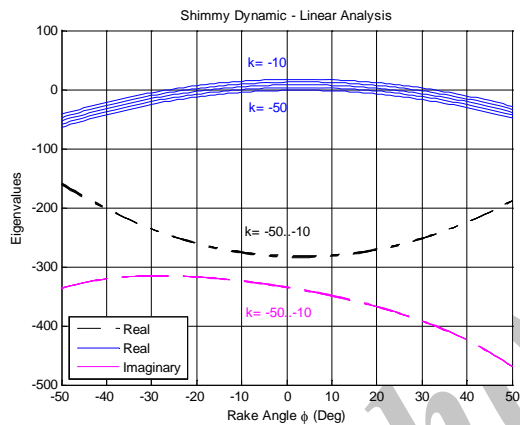
رفتار خطی سیستم

با استفاده از مقادیر داده شده در جدول ۱ و حل عددی معادلات پایداری سیستم را مورد بررسی قرار می‌دهیم. با تغییر پارامترهای مهمی چون سرعت $V = 5..85 \left(\frac{m}{s}\right)$ ، زاویه‌ی استرات φ (deg) ، نیروی عمودی F_z ، سختی پیچشی استرات



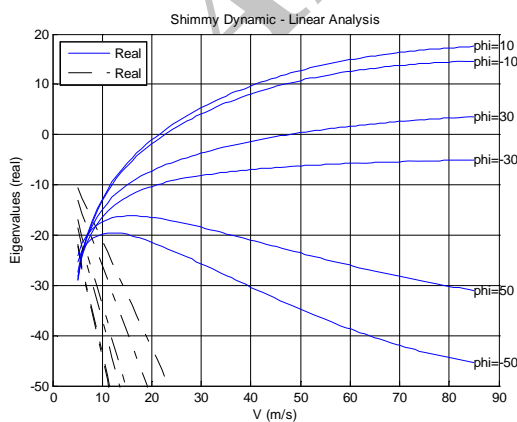
شکل ۷- بررسی اثر تغییرات زاویه عقب گرد (φ) در پایداری با تغییر سختی پیچشی استرات

$$(c(Nm/rad) = -4e5, -3e5, -2e5, -1e5)$$



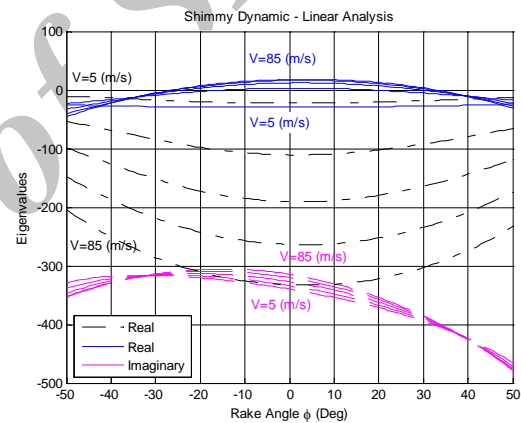
شکل ۸- بررسی اثر تغییرات زاویه عقب گرد (φ) در پایداری با تغییر میرایی پیچشی استرات

$$(k(Nm/rad/s) = -50, -40, -30, -20, -10)$$

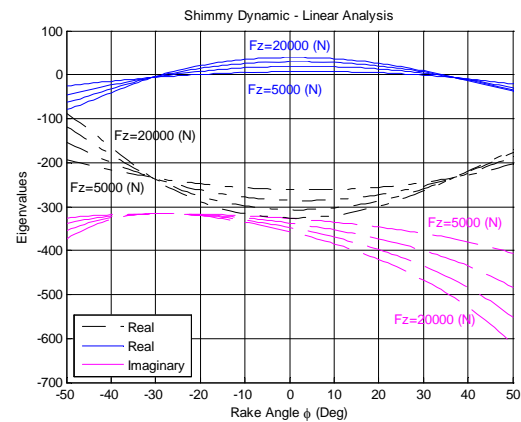


شکل ۹- بررسی پایداری سیستم با تغییر سرعت و زاویه عقب گرد (φ)

با توجه به شکل ۷ زمانیکه سختی پیچشی استرات $c = 100000 Nm/rad$ باشد سیستم در زوایای $\varphi = -25^\circ..25^\circ$ ناپایدار شده ولی به ترتیب با افزایش سختی به مقادیر بیش از $c = 200000 Nm/rad$ سیستم در هر زاویه‌ی رو به عقبی پایدار است. پارامتر مهم دیگری که اثر بسیار زیادی در پایداری سیستم دارد میرایی استرات، چرخ و یا میرایی کل سیستم است. همانطور که از شکل ۸ پیداست با کاهش میرایی به مقادیر کمتر از $k = 30 Nm/rad/s$ سیستم ناپایدار می‌شود. با توجه به شکل ۹ می‌توان دریافت که با افزایش زاویه‌ی رو به عقب در استرات، سیستم پایدارتر شده به طوری که در زوایای بیشتر از 20° در هر سرعتی سیستم پایدار است. البته افزایش بیش از اندازه‌ی زاویه رو به عقب، فرمان دادن را مشکل می‌کند.



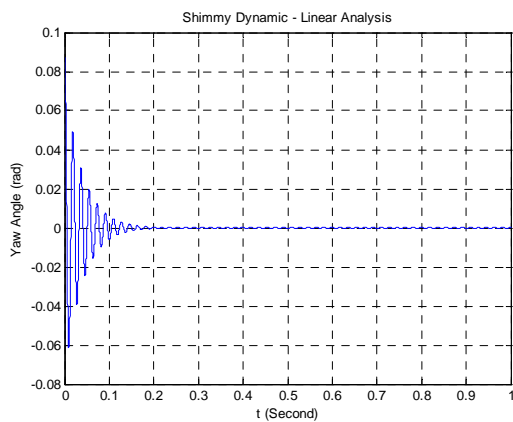
شکل ۵- بررسی اثر تغییرات زاویه عقب گرد (φ) در پایداری با تغییر سرعت ($V(m/s) = 5, 25, 45, 65, 85$)



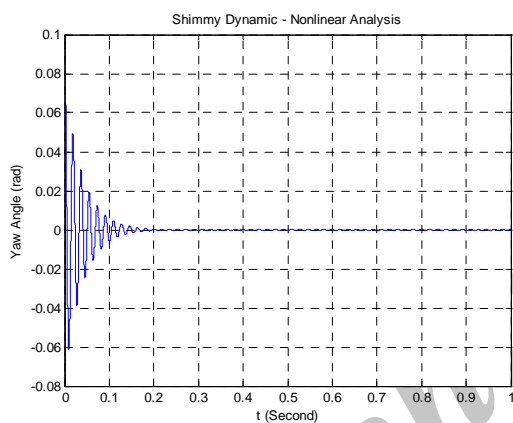
شکل ۶- بررسی اثر تغییرات زاویه عقب گرد (φ) در پایداری با تغییر نیروی عمودی ($F_z(N) = 5000, 10000, 15000, 20000$)

رفتار غیرخطی سیستم

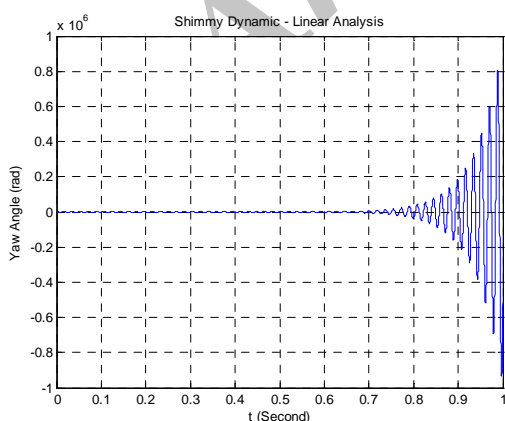
دامنه‌ی محدود می‌شود. دامنه و فرکانس حرکت نوسانی خالص با تغییر پارامترهای سیستم تغییر می‌کند.



شکل ۱۰- پاسخ زمانی زاویه ψ ارابه‌ی فرود ($k = -100 \text{ Nm/rad/s}$)



شکل ۱۱- پاسخ زمانی زاویه ψ ارابه‌ی فرود ($k = -100 \text{ Nm/rad/s}$)

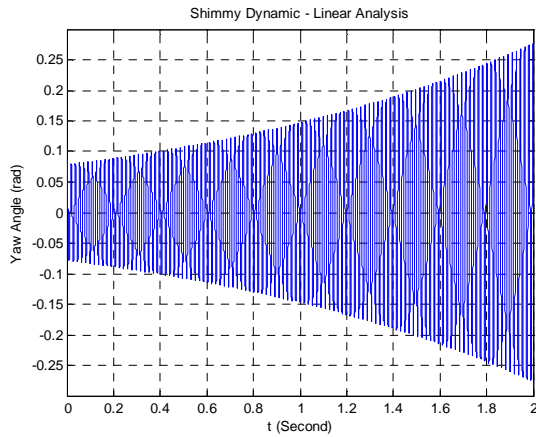


شکل ۱۲- پاسخ زمانی زاویه ψ ارابه‌ی فرود ($k = -10 \text{ Nm/rad/s}$)

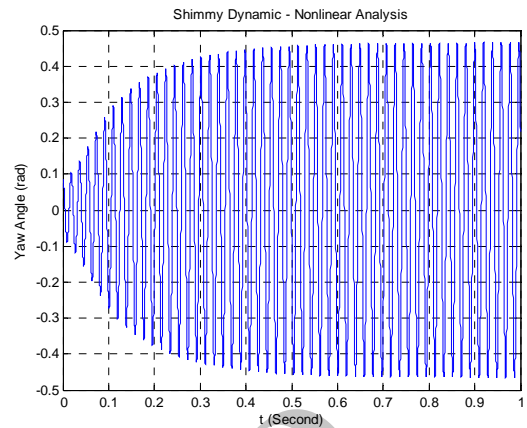
از آنجایی که سیستم مورد بررسی و معادلات حاکم بر آن غیرخطی است، بررسی رفتار دقیق سیستم نیازمند تحلیل و بررسی دقیق معادلات حاکم بر آن است. حل تحلیلی معادلات غیرخطی تنها برای تعداد محدودی از معادلات وجود دارند و به طور کلی نمی‌توان پاسخ سیستم غیرخطی را به صورت تحلیلی به دست آورد. به همین دلیل از تحلیل کیفی سیستم‌ها برای پیش بینی شکل کلی حرکت که شامل پایداری و رفتار درازمدت در طول زمان است استفاده می‌شود.

یکی از روش‌ها برای تحلیل کیفی سیستم بررسی پاسخ زمانی سیستم است. برای به دست آوردن پاسخ زمانی به طور معمول از روش‌های عددی حل معادلات دیفرانسیل استفاده می‌شود. در این مطالعه از روش رانج کوتای مرتبه‌ی ۴ استفاده شده است. ابزار مفید دیگر برای تحلیل کیفی سیستم‌های غیرخطی نمایش پاسخ در صفحه‌ی حالت^{۱۷} و رسم ارتباط بین دو متغیر است. صفحه حالت برای سیستم‌های یک درجه آزادی از خانواده‌ی منحنی‌هایی است که نشان دهنده‌ی تاریخچه‌ی ارتباط بین سرعت و جابه‌جایی (x, \dot{x}) است. منحنی‌ها در صفحه حالت خطوط مسیر^{۱۹} نامیده می‌شوند. با تغییر شرایط اولیه و تغییر پارامترها و بررسی چگونگی تغییرات پاسخ زمانی و همین‌طور صفحه حالت می‌توان به درک بهتری از رفتار سیستم دست یافت اما چنین تحلیل‌هایی همواره مستلزم زمان محاسباتی زیاد است.

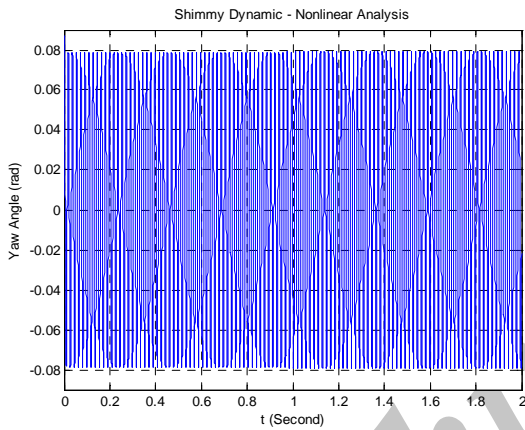
همانطور که از نتایج به دست آمده در اشکال ۱۰ و ۱۱ پیداست در حالتیکه سیستم پایدار است $k = -100 \text{ Nm/rad/s}$ ، نتایج سیستم خطی و غیرخطی به طور کامل با یکدیگر انطباق دارند. یعنی زمانیکه سیستم پایدار است، ارتعاشات سیستم با گذشت زمان میرا می‌شود. اما در حالت ناپایدار $k = -10 \text{ Nm/rad/s}$ سیستم خطی (شکل ۱۲) پاسخی ناپایدار را پیش‌بینی می‌کند، به طوریکه دامنه به صورت نمایی به بی‌نهایت میل می‌کند اما در مورد سیستم غیرخطی (شکل ۱۳) پس از مدتی که دامنه افزایش می‌یابد، سیستم وارد حرکتی نوسانی با دامنه محدود^{۲۰} و فرکانس مشخص می‌شود. شکل ۱۴ صفحه‌حالت سیستم را در حالت پایدار نشان می‌دهد که با گذشت زمان دامنه‌ی ارتعاشات به سمت صفر میل می‌کند در حالیکه در مورد سیستم غیرخطی (شکل ۱۵) دامنه‌ی نوسانات در طول زمان افزایش یافته و وارد سیکلی نوسانی با



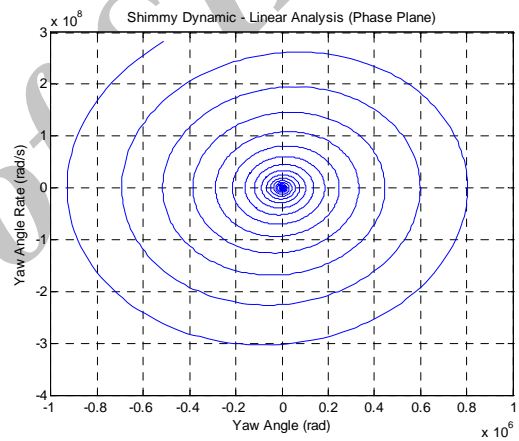
شکل ۱۶- پاسخ زمانی زاویه ψ ارابه‌ی فرود
 $(k = -43.6 \text{ Nm/rad/s})$



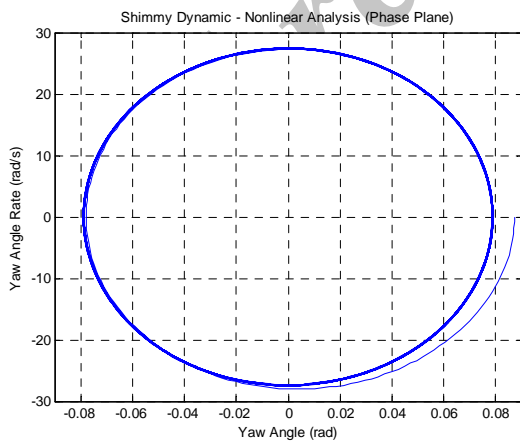
شکل ۱۳ پاسخ زمانی زاویه ψ ارابه‌ی فرود
 $(k = -10 \text{ Nm/rad/s})$



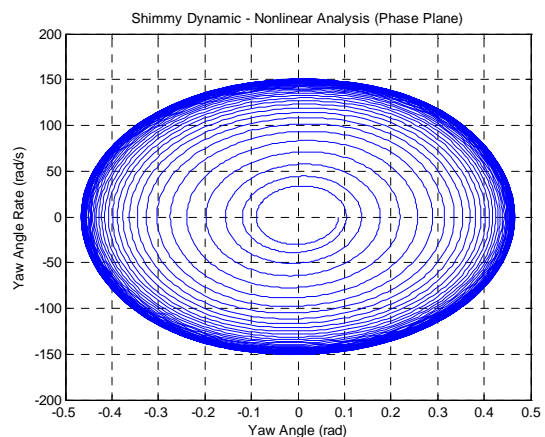
شکل ۱۷- پاسخ زمانی زاویه ψ ارابه‌ی فرود
 $(k = -43.6 \text{ Nm/rad/s})$



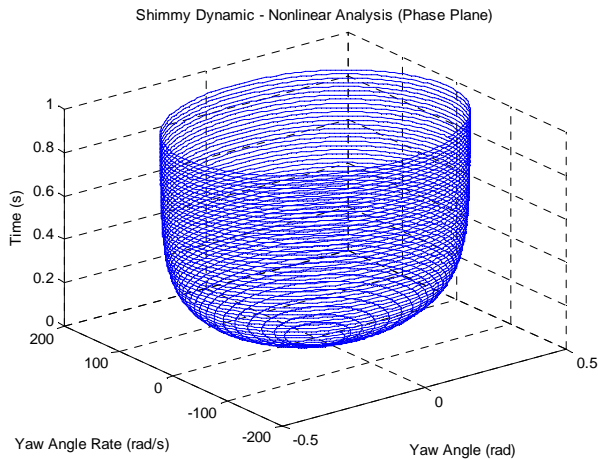
شکل ۱۴- صفحه‌ی حالت ارتعاشات شیمی ارابه‌ی فرود
 $(k = -10 \text{ Nm/rad/s})$



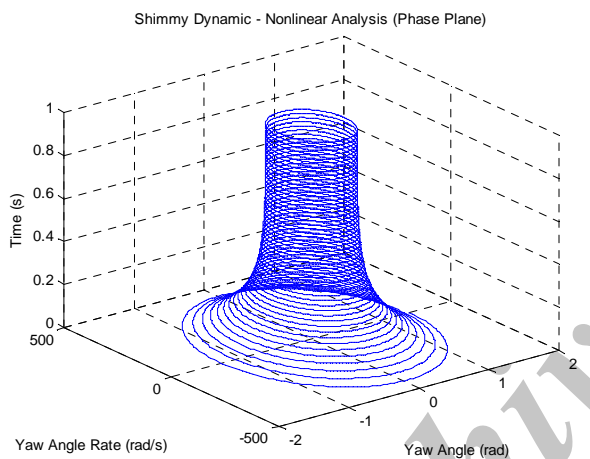
شکل ۱۸- صفحه‌ی حالت ارتعاشات شیمی ارابه‌ی فرود
 $(k = -43.6 \text{ Nm/rad/s})$



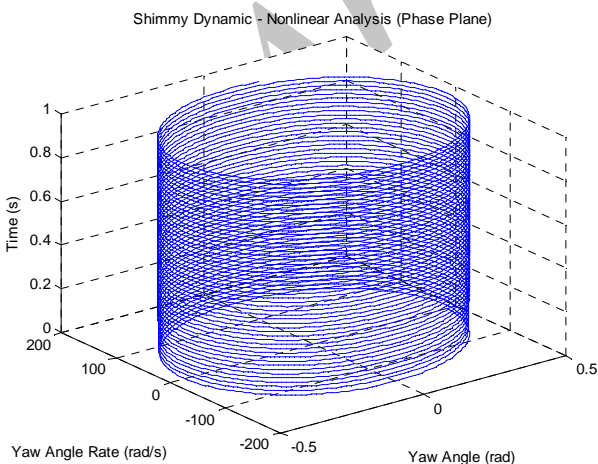
شکل ۱۵- صفحه‌ی حالت ارتعاشات شیمی ارابه‌ی فرود
 $(k = -10 \text{ Nm/rad/s})$



شکل ۱۹- فضای حالت (۳ بعدی) ارتعاشات شیمی ارابه‌ی فرود
 $(k = -10 \text{ Nm/rad/s})$, $(\psi_{t=0} = 5^\circ)$



شکل ۲۰- فضای حالت ارتعاشات شیمی ارابه‌ی فرود
 $(k = -10 \text{ Nm/rad/s})$, $(\psi_{t=0} = 80^\circ)$



شکل ۲۱- منحنی فضای حالت سه بعدی
 $(k = -10 \text{ Nm/rad/s})$, $(\psi_{t=0} = 26.6^\circ)$

زمانی که مقدار میرایی برابر $k = -43.6 \text{ Nm/rad/s}$ می‌شود سیستم خطی (شکل ۱۶) همانطور که انتظار می‌رود ناپایداری با افزایش نمایی دامنه‌ی ارتعاشات را پیش‌بینی می‌کند. در حالیکه در پاسخ غیرخطی (شکل ۱۷) سیستم از همان ابتدا وارد حرکت نوسانی خالصی با دامنه‌ی محدود می‌شود که صفحه‌ی حالت آن در شکل ۱۸ به خوبی این پدیده را نشان می‌دهد.

همانطور که از نمودار فضای حالت در پاسخ غیرخطی (شکل ۱۹) پیداست برای حرکتی با شرایط اولیه کوچک (یا به عبارت دیگر برای حرکتی با دامنه‌های $(\psi_{t=0} = 5^\circ)$) کوچک در حالت ناپایدار، منحنی فضای حالت از داخل به خارج میل می‌کند. در حالیکه برای حرکتی با دامنه‌های بزرگتر یا شرایط اولیه‌ی بزرگ (شکل ۲۰) منحنی فضای حالت از خارج به داخل میل می‌کند. بنابراین انتظار می‌رود که در شرایط اولیه‌ی خاصی سیستم بلافاصله وارد حرکت نوسانی خالصی شود که مقدار آن $(\psi_{t=0} = 26.6^\circ)$ است (شکل ۲۱). یکی از نکات بسیار مهم در مسائل غیرخطی، رفتار سیستم در شرایط اولیه‌ی مختلف است. همانطور که می‌دانیم رفتار سیستم خطی مستقل از شرایط اولیه است و همینطور مشخصه‌های ذاتی سیستم مانند فرکانس طبیعی نیز مستقل از شرایط اولیه است. در حالیکه در سیستم غیرخطی همانطور که در شکل‌های ۱۹، ۲۰ و ۲۱ دیده می‌شود، پاسخ سیستم با تغییر مقدار شرایط اولیه تغییر می‌کند. برای مشاهده‌ی بهتر این پدیده از صفحات حالت سه‌بعدی استفاده شده است. از آنجاییکه بررسی رفتار غیرخطی هر سیستم با استفاده از پاسخ زمانی کاری بسیار زمان‌بر و طولانی است و مستلزم صرف زمان زیادی برای بررسی پارامترهای مختلف است در عمل تحلیل در حوزه‌ی زمان را کاری غیر ممکن می‌کند. به همین دلیل از روش‌های دیگر و با رسم نمودارهایی مانند نمودار تحلیل دوشاخگی^{۲۱} به بررسی پارامترهای مختلف پرداخته می‌شود. البته پاسخ‌های زمانی و نمودارهای حالت برای تحلیل‌های اولیه و چگونگی رفتار سیستم ابزاری مفید است. در نهایت باید این نکته را اضافه کرد که بررسی رفتار غیرخطی تنها ناپایداری نوسانی با دامنه‌ی محدود را پیش‌بینی کرده و با تغییر پارامترهای مختلف در محدوده‌های منطقی، پدیده غیرخطی خاصی مشاهده نشد.

نتیجه گیری

در این پروژه تحلیل خطی و غیرخطی ارتعاشات شیمی ارابه

روی بال و کل بدنه هواپیما و نسبت انتقال آن به بدنه و بررسی اثرات سه بعدی ارابه و افزایش تعداد درجات آزادی سیستم اشاره کرد.

پی‌نوشت‌ها

- ۱ Self Excited Vibration
- ۲ Brake Induced Vibration
- ۳ Shimmy Damper
- ۴ Boeing
- ۵ Airbus
- ۶ Active Control
- ۷ Passive Control
- ۸ Oleo Damper
- ۹ Torque Link
- ۱۰ Stretched String Theory
- ۱۱ Rake Angle
- ۱۲ Caster length
- ۱۳ Oil-Pneumatic Shock Absorber
- ۱۴ Side Slip
- ۱۵ Yaw Rate
- ۱۶ Contact Region
- ۱۷ Relaxation Length
- ۱۸ Phase Plane or State Space
- ۱۹ Phase Path or Trajectory
- ۲۰ Limit Cycle
- ۲۱ Bifurcation

منابع و مراجع

- [۱]. Jocelyn I. Pritchard, "An Overview of Landing Gear Dynamics", U.S. Army Research Laboratory Vehicle Technology Directorate Langley Research Center, Hampton, Virginia, NASA/TM- ۱۹۹۹-۲۰۹۱۴۳, ARL-TR- ۱۹۷۶
- [۲]. Brouhiet, G., "The Suspension of the Automobile Steering Mechanism: Shimmy and Tramp", *Bull Soc. Ing. Civ. Fr.* ۷۸, pp. ۵۴۰-۵۵۴, July ۱۹۲۵.
- [۳]. Sensaud de Lavaud, D. Shimmy, "Pseudo-Shimmy and Tramp of an Automobile", *C.R. Acad. Sci., Paris, Fr.* ۱۸۵, pp. ۲۵۴-۲۵۷, July ۱۹۲۷.
- [۴]. Fromm, H., "Brief Report on the History of the Theory of Shimmy", NACA TM ۱۳۶۵, pp. ۱۸۱, ۱۹۵۴.
- [۵] Moreland, W.J., "The story of shimmy", *J. Aeronautical Sciences*, ۲۱, ۷۹۳-۸۰۸, ۱۹۵۴

فرود هواپیما مورد بررسی قرار گرفت. با تغییر پارامترهای مختلف پایداری سیستم به صورت خطی بررسی شد و شرایطی که در آن سیستم ناپایدار می‌شود، استخراج گردید. از نتایج به‌دست آمده می‌توان در مراحل اولیه طراحی، تخمین خوبی برای انتخاب معقول پارامترها در اختیار طراح قرار داد. مهمترین پارامتر تغییر بازوی ارابه و تغییر زاویه‌ی عقب گرد است. به همین دلیل تحلیل پایداری بر اساس پارامتر زاویه عقب‌گرد و با تغییر پارامترهای دیگر مانند سرعت، وزن و غیره بررسی شده است. نتایج حاصل از تحلیل خطی نشان می‌دهد که در سرعت‌های کم، سیستم به ازای هر مقدار زاویه عقب‌گرد ارابه پایدار بوده ولی با افزایش سرعت، سیستم ناپایدار می‌شود. افزایش نیروی وزن نیز در محدوده‌ی وسیعی از تغییرات زاویه φ باعث ناپایداری شده و با افزایش دو پارامتر کلیدی دیگر که سختی و میرایی پیچشی است سیستم پایدارتر شده به طوری که در مقادیر مشخصی، سیستم به‌طور کامل پایدار است. به‌طور کلی می‌توان نتیجه گرفت که با افزایش زاویه‌ی روبه عقب سیستم تمایل بیشتری به پایداری نشان می‌دهد. در واقعیت پایداری ارابه‌ی فرود هواپیما با افزایش میرایی به مقادیر بسیار زیاد که بخش اعظمی از آن با قرار دادن قطعه‌ای به نام میراکننده‌ی شیمی تامین می‌شود، به‌تقریب حل شده است اما نکته‌ی بسیار مهم، ارتعاشات با دامنه کم است که منجر به سایش چرخ، ترمز و مهمتر از هم خستگی قطعات می‌شود. افزایش سختی و میرایی باعث افزایش پایداری شده اما شرایط را برای کنترل و فرمان دادن بهتر چرخ‌ها مشکل می‌کند.

تحلیل غیرخطی در غالب پاسخ زمانی بررسی شده و هم‌خوانی خوبی بین نتایج خطی و غیرخطی در حالت پایدار وجود دارد. اما در شرایط ناپایدار، سیستم بر خلاف پیش‌بینی سیستم خطی، وارد سیکل نوسانی با دامنه‌ی محدود می‌شود. رفتار سیستم خطی مستقل از شرایط اولیه است در حالیکه سیستم غیرخطی به شرایط اولیه‌ی مختلف حساس است. در واقع با تحلیل غیرخطی سیستم، می‌توان ارتعاشات شیمی یا همان ارتعاش با دامنه‌ی محدود را پیش‌بینی کرد که در تحلیل‌های خطی قابل مشاهده نیست.

برای بررسی دقیق‌تر ارتعاشات شیمی گزینه‌های بسیاری را می‌توان برای تحقیقات آتی مورد بررسی قرار داد، که از آن جمله می‌توان به بررسی ارتعاشات شیمی با در نظر گرفتن ترکیب‌های مختلف چرخ، بررسی اثرات ارتعاشات شیمی بر

Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel, ۱۹۹۵

[۱۲] Somieski Gerhard., "*Shimmy Analysis of a Simple Aircraft Nose Landing Gear Model Using Different Mathematical Methods*", Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V, Institut für Robotik und Systemdynamik, Oberpfaffenhofen

[۱۳] Phanikrishna, T., Bernd Krauskopf and Mark Lowenberg., "*Shimmy in a Nonlinear Model of an Aircraft Nose Landing Gear with Non-Zero Rake Angle*", ENOC-۲۰۰۸, Saint Petersburg, Russia, ۳۰ June - ۴ July, ۲۰۰۸

[۱۴] Dénes Takács, Gábor Orosz ,Gábor Stépán., "*Delay effects in shimmy dynamics of wheels with stretched string-like tyres*", European Journal of Mechanics A/Solids ۲۸ ۵۱۶-۵۲۵, ۲۰۰۹

[۱۵] Pacejka, H.B., "*Modelling of the pneumatic tire and its impact on vehicle dynamics behavior*", Course DR ۶.۰۴, Carl-Cranz-Gesellschaft e.V, Oberpfaffenhofen, ۱۹۹۲

[۶] Pacejka, H.B., The wheel shimmy phenomenon, A theoretical and experimental investigation with particular reference to the non-linear problem, Dissertation, Delft University, ۱۹۶۶

[۷] Schlippe, V., Dietrich, R.B., "*Shimmying of a pneumatic wheel*", NACA Report TM, ۱۲۶۵, ۱۹۴۱

[۸] Besselink, I.J.M., "*Shimmy of Aircraft Main Landing Gears*", Dissertation, University of Delft, The Netherlands, ۲۰۰۰

[۹] Baumann, J., Barker, C.R., Koval, L.R., "*A nonlinear model for landing gear shimmy*". ASME ۹۱,WA -DSC ۱۴, Atlanta, GA, ۱۹۹۱

[۱۰] Smiley, R.F., "*Correlation, evaluation, and extension of linearized theories for tyre motion and wheel shimmy*", report submitted to the National Advisory Committee for Aeronautics, Report ۱۲۹۹, ۱۹۵۷

[۱۱] Glaser, J., Hrycko G., "*Landing Gear Shimmy - De Havilland's Experience*", ۸۱st

Archive of SID