

بررسی تأثیر پارامترهای جاذب ضربه بر دینامیک هواپیما در هنگام فرود بر روی باند ناهموار

دانشیار، دانشگاه تبریز، دانشکده فنی مهندسی مکانیک
کارشناس ارشد، دانشگاه تبریز، دانشکده فنی مهندسی مکانیک
کارشناس ارشد، دانشگاه تبریز، دانشکده فنی مهندسی مکانیک

موسی رضائی*
فرزاد فلاحي
حامد سمندری

چکیده

تأثیر ضربه فرود و ناهمواری‌های باند فرود بر رفتار دینامیکی هواپیما همواره مورد توجه شرکت‌های سازنده هواپیما و محققان بوده است. پیچیدگی‌های موجود در مسئله سبب شده است که در تحقیقات انجام شده تاکنون غالباً از مدل‌های خطی برای شبیه‌سازی پدیده فرود استفاده شود. همچنین در تحقیقاتی که مدل‌های غیرخطی مورد توجه بوده است تأثیر ضربه و ناهمواری باند هر یک به صورت جداگانه مورد بررسی قرار گرفته است. در این تحقیق، برای مدل کردن سیستم فرود هواپیما از یک مدل غیرخطی استفاده شده است همچنین تأثیر ترکیب ضربه فرود و ناهمواری باند بر دینامیک هواپیما مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج بررسی نشان می‌دهد که وجود ترکیب دو پدیده اخیر سبب بروز رفتارهای خاصی در پاسخ سیستم می‌شود. سپس تأثیر تغییرات میرایی و سفتی جاذب ضربه بر رفتار دینامیکی غیرخطی هواپیما در حین فرود بر روی باند ناهموار بررسی شد. نتایج نشان می‌دهد که به ازای مقادیری از سفتی و میرایی جاذب ضربه، احتمال جدایش چرخ از باند وجود دارد.

واژه‌های کلیدی: سیستم تعلیق هواپیما، ارتعاشات غیرخطی، پدیده ضربه، جاذب ضربه الئوپنوماتیکی

The Influence of Shock Absorber Parameters on the Aircraft Dynamics During Landing on a Bumpy Runway

M. Rezaee
F. Falahi
H. Samandari

Associate Professor, Faculty of Mechanical Engineering, University of Tabriz
M.Sc. Student, Faculty of Mechanical Engineering, University of Tabriz
M.Sc. Student, Faculty of Mechanical Engineering, University of Tabriz

Abstract

The Influence of landing impact and runway surface roughness on the airplane dynamics have always been considered by aircraft manufactures and researchers. But due to complexity of nonlinear models most of researchers have used linear models to simplify the problem. Also in the researches that nonlinear models have been used, influence of landing impact and runway surface roughness has been studied separately. In this paper, a nonlinear model has been used to model aircraft landing gear system. Also, the influence of both landing impact and runway surface roughness during landing has simultaneously investigated. The results show that considering both of these phenomena simultaneously, cause specific behaviors in systems response. Then the influence of shock absorber stiffness and damping on the airplane nonlinear dynamic during landing on uneven runway is investigated. The results show that there is possibility of loss of contact between the tire and runway for some values of landing gear parameters.

Keywords: Airplane suspension system, Nonlinear vibration, Impact phenomena, Oleo-pneumatic shock absorber

۱- مقدمه

هواپیما در هنگام فرود تحت تاثیر ضربه شدیدی از ناحیه باند فرود قرار می‌گیرد. ضربه فرود و نیروهای حاصل از آن، اهمیت فوق‌العاده‌ای در طراحی بدنه و اجزاء سیستم فرود هواپیما دارند. تحقیقات انجام شده در این زمینه را می‌توان در دو گروه کلی جای داد. گروه اول، شامل تحقیقات انجام شده در زمینه طراحی و آنالیز شکست قطعات هنگام فرود است. اما گروه دوم که مورد توجه این تحقیق نیز است، تحقیقات انجام شده در زمینه دینامیک فرود و راحتی سفر در حین فرود می‌باشد [۱-۲].

در سال‌های اخیر، تحقیقات گسترده‌ای در زمینه شناخت و مدل‌سازی دینامیکی سیستم فرود هواپیما انجام شده است. پژوهش‌های انجام شده در این زمینه را نیز می‌توان به دو دسته تحقیقات انجام شده به منظور بررسی نحوه پاسخ تک‌تک قطعات موثر در فرود و تحقیقات انجام شده به منظور بررسی پاسخ دینامیکی هواپیما به شکل یک مجموعه کامل تقسیم کرد. به عنوان مثال برای سیستم جذب کننده ضربه فرود، نیاز به انجام آزمایشات تجربی برای شناخت فرایند تراکم گاز در جاذب ضربه و پارامترهای موثر بر آن از قبیل، ضریب تراکم پذیری گاز، ترکیب گاز و مایع و تغییر شکل محفظه تراکم است تا بتوان مابین جابجایی، سرعت و نیروی تولید شده در آن رابطه‌ای ارائه کرد [۳-۵].

اولین تحقیقات انجام شده در زمینه سیستم فرود هواپیما به اواخر دهه‌ی ۱۹۵۰ میلادی باز می‌گردد [۶]. این تحقیقات شامل مدل‌سازی‌های عددی و آزمایشات تجربی به منظور بررسی صحت نتایج بود. بخش عظیمی از تحقیقات انجام شده در این دوره بر روی بررسی حرکت هواپیما بر روی باند آسیب دیده بر اثر انفجار بمب یا تعمیر شده پس از انفجار متمرکز بوده است [۷-۸]. نیاز موجود در این زمینه سبب طراحی برنامه کامپیوتری به نام HAVE BOUNCE به منظور بررسی دینامیک هواپیما شد [۹]. در سال‌های اخیر علاوه بر حرکت هواپیما بر روی باند، نشست و برخاست آن نیز مورد توجه قرار گرفته است [۱۰-۱۱]. فرود هواپیما همراه با یک ضربه شدید از ناحیه باند همراه است. در مکانیک محاسباتی، مسائل شامل ضربه در دسته پیچیده‌ترین مسائل غیرخطی از نظر حل به شمار می‌روند. علت این امر پاسخ غیرهموار^۱ و عدم پیوستگی در میدان سرعت در این مسائل می‌باشد [۱۲]. در مسائل ضربه، پاسخ دینامیکی پیوسته در زمان با پاسخ گسسته در زمان حاصل از لحظات تماس ترکیب می‌شود بدین علت همانگونه که در مرجع [۱۳] اشاره شده است مسائل ضربه مسائلی ترکیبی هستند که نیاز به

روش‌های ویژه برای تحلیل دارند. به منظور تحلیل پدیده ضربه، روش‌های گوناگونی مورد استفاده قرار گرفته است اما روش لاگرانژ به علت ویژگی آن در اعمال شرایط ضربه به صورت یک قید، مورد توجه قرار گرفته است [۱۴].

پدیده ضربه و ناهماری‌های باند از دیرباز مورد توجه محققان بوده است. پیچیدگی‌های موجود در مسئله سبب شده است که در تحقیقات انجام شده تاکنون از تأثیر توأم پدیده ضربه و ناهماری باند صرف‌نظر شود و تأثیر هر یک به صورت جداگانه مورد بررسی قرار گیرد. همچنین در تعداد کثیری از تحقیقات انجام شده در این زمینه فرض شده است که تماس مابین چرخ و باند فرود همواره برقرار می‌باشد. در حالی که در مسائل ضربه، امکان جدایی مابین سطوح در تماس با یکدیگر وجود دارد. جاذب مورد توجه در این مقاله جاذب الئو-پنوماتیکی^۲ می‌باشد. این نوع جاذب، علاوه بر توانایی جذب انرژی جنبشی ناشی از فرود، قابلیت تأمین راحتی مسافر در حین حرکت هواپیما بر روی باند فرود را دارا می‌باشد. جاذب‌های الئو-پنوماتیکی رفتاری کاملاً غیرخطی از خود نشان می‌دهند که این رفتار تأثیرات عمده‌ای بر کارایی سیستم فرود می‌گذارد [۱۵-۱۶]. با توجه به ویژگی‌های غیرخطی جاذب‌های مذکور و کاربرد گستره آنها در صنعت هواپیمایی نیاز به انجام تحقیقات کامل‌تری در این زمینه احساس می‌شود. در این مقاله با در نظر گرفتن پدیده ضربه، به بررسی توأم تأثیر ضربه و ناهماری باند بر رفتار دینامیکی هواپیما پرداخته شده است. استفاده از روش مذکور این امکان را فراهم می‌سازد که در پژوهش‌های آینده از نتایج حاصل از این تحقیق بتوان برای طراحی سیستم فرود فعال^۳ استفاده کرد. به علت عدم امکان انجام آزمایشات تجربی به منظور بررسی صحت نتایج، مقادیر عددی در مدل مورد استفاده به شکلی انتخاب شده است که بتوان برای حالت خاص مورد بررسی در تحقیق [۱۶] مقایسه‌ای بین نتایج حاصل از روش و نتایج تحقیق مذکور انجام داد.

۲- مدل‌سازی

وظیفه جاذب ضربه، جذب و میراسازی نیروهای حاصل از ضربه فرود است به شکلی که این نیروها سبب شکست در سازه هواپیما نشوند. این نیروها و شتاب حاصل از آنها نه تنها باید از نظر استحکام قطعات هواپیما قابل تحمل باشد بلکه باید از نظر هر آنچه که در درون هواپیما قرار می‌گیرد (مسافر، بار، اسلحه و ...) قابل قبول باشد [۱۷-۱۸]. جاذب ضربه فرود می‌تواند قطعه‌ای جدا یا ترکیب شده با پایه فرود باشد. در

² Oleo-pneumatic absorber

³ Active landing gear system

¹ Non-smooth response

است. بدین منظور از مدل غیرخطی که به واقعیت نزدیکتر است استفاده شده است و تأثیر عوامل غیرخطی ساز مختلف از قبیل میرایی و سفتی جاذب ضربه و اصطکاک موجود در سیستم فرود هواپیما در نظر گرفته شده است و تأثیر ضربه و ناهمواری باند توأماً مورد بررسی قرار گرفته است. در تحقیقات پیشین به علت پیچیدگی پدیده ضربه، از مدل‌هایی به مراتب ساده‌تر برای بررسی رفتار دینامیکی هواپیما استفاده شده است که این امر سبب ایجاد کاستی و تقریبی بودن پاسخ حاصل از آنها شده است.

۳- استخراج معادلات حاکم

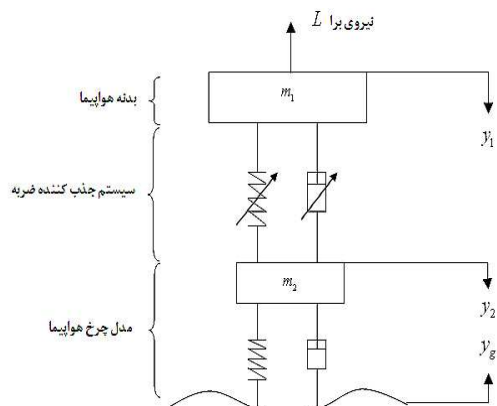
پیش از استخراج معادلات حرکت سیستم، معرفی اجزاء موثر در فرود و نیروی‌های ایجاد شده در آنها ضروری است. از نیروهای مهم ایجاد شده در حین فرود می‌توان به نیروی ایجاد شده در چرخ، نیروی اصطکاک مابین اجزاء و نیروی تولید شده در جاذب ضربه اشاره کرد. در این تحقیق جاذب به صورت یک فنر و دمپر غیرخطی مدل شده است.

الف- نیروی تولید شده در چرخ

برای چرخ هواپیما به علت سفتی قابل توجه، از مدل ریاضی خطی شده حول نقطه عملکرد نرمال آن استفاده شده است بنابراین نیروی تماسی چرخ و زمین به صورت زیر خواهد بود:

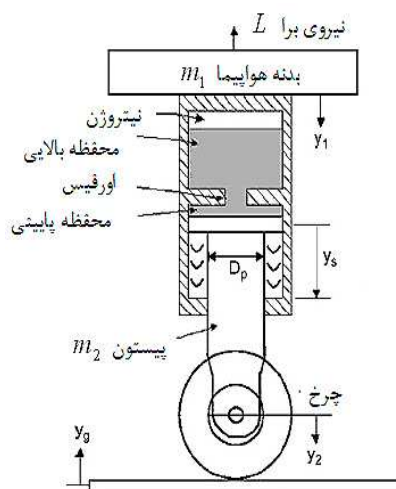
$$F_t = k_1(y_2 + y_g) + c_1 \frac{d}{dt}(y_2 + y_g) \quad (1)$$

که در آن k_1 ضریب سفتی، c_1 ضریب میرایی معادل چرخ و y_2 و y_g به ترتیب تغییر مکان پیستون و سطح باند می‌باشد (شکل ۲). میرایی چرخ نسبت به میرایی جاذب کم است ولی برای حفظ تماس چرخ و باند از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است [۱۹].



شکل ۲- طرحواره مدل دینامیکی مورد استفاده برای تحلیل هواپیما

شکل ۱، نمایی از چرخ هواپیما به همراه جاذب ضربه الئو-پنوماتیکی نشان داده شده است. هر جاذب از دو محفظه روی هم تشکیل شده است. این دو محفظه از طریق یک اورفیس به یکدیگر متصل هستند. قسمت فوقانی محفظه بالایی با گاز نیتروژن فشار بالا پر می‌شود و از روغن برای پر کردن مابقی فضای موجود استفاده می‌شود. این طرح به جاذب ویژگی‌های فنر و دمپر را می‌دهد. در هنگام فرود، حرکت پیستون در درون محفظه سبب جریان روغن از درون اورفیس می‌شود که این فرایند سبب اتلاف میزان قابل توجهی از انرژی جنبشی فرود می‌شود. همچنین جریان روغن از محفظه پایین به محفظه بالا سبب فشرده شدن گاز نیتروژن می‌شود. زمانی که انرژی ذخیره شده در گاز نیتروژن، آزاد می‌شود پیستون به سمت پایین حرکت کرده و به همراه آن روغن از محفظه بالا به محفظه پایین جریان می‌یابد. در نتیجه قسمتی دیگر از انرژی جنبشی فرود در این مرحله میرا می‌شود این نوسان تا میرا شدن تمام انرژی جنبشی فرود ادامه می‌یابد.



شکل ۱- چرخ هواپیما به همراه جاذب ضربه الئو-پنوماتیکی

در این مقاله، بدنه هواپیما به همراه سایر اجزاء آن به عنوان یک درجه آزادی با جرم متمرکز m_1 در نظر گرفته شده است که نیروی بالا برنده L بر آن اعمال می‌شود. چرخ هواپیما به همراه پایه سیستم فرود و سایر اجزاء نیز به عنوان درجه آزادی دوم با جرم متمرکز m_2 در نظر گرفته شده است. برای چرخ هواپیما از مدل خطی ارائه شده در مرجع [۱۶] استفاده شده است. در حالی که جاذب به صورت ترکیبی از فنر و دمپر غیرخطی مدل شده است که در بخش بعدی به معرفی آن و معادلات حاکم بر سیستم پرداخته می‌شود.

در تحقیق حاضر، تمرکز اصلی بر مطالعه تأثیر پارامترهای سفتی و میرایی جاذب ضربه در حین فرود بر روی باند ناهموار

ب- نیروی اصطکاک

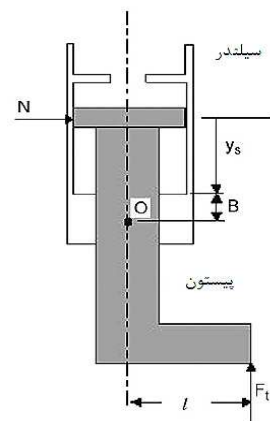
نیروهای اصطکاک که سیستم فرود هواپیما را تحت تأثیر قرار می‌دهند دارای دو منبع عمده می‌باشند. در گروه اول نیروهای اصطکاک حاصل از سفتی مابین قطعات آب‌بندی^۱ f_{seal} قرار دارند که از رابطه زیر محاسبه می‌شود [۱۶]:

$$f_{seal} = k_m \dot{y}_s + \text{sgn}(\dot{y}_s) k_n \dot{y}_s^2 \quad (2)$$

در رابطه بالا k_m و k_n مقادیر ثابت هستند و sgn تابع علامت می‌باشد.

در گروه بعدی، نیروهای اصطکاک ناشی از خارج از مرکزی موجود در چرخ هواپیما جای دارند (f_{ow}). در شکل ۳ چرخ هواپیما با جزئیات مربوط به آن نشان داده شده است. همانگونه که در شکل مشخص است به علت خارج از مرکزی موجود در چرخ، برای غلبه بر گشتاور $F_t l$ نیروی عکس العمل N بین پیستون و دیواره محفظه به وجود می‌آید:

$$N(y_s + B) = F_t l \quad (3)$$



شکل ۳- خارج از مرکزی موجود در چرخ هواپیما که سبب تولید نیروی اصطکاک می‌شود.

در اینجا B نمایانگر نصف ضخامت صفحه پایینی محفظه است. بنابراین نیروی اصطکاک در بین پیستون و دیواره سیلندر ناشی از خارج از مرکزی چرخ را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

$$f_{ow} = \mu N = \mu \left(\frac{F_t l}{y_s + B} \right) \quad (4)$$

که در آن μ ضریب اصطکاک مابین سیلندر و پیستون است.

ج- نیروی ایجاد شده در جاذب ضربه

نیروهای ایجاد شده در جاذب ضربه، از سفتی و میرایی آن نشأت می‌گیرند. سفتی جاذب که از گاز نیتروژن موجود در محفظه حاصل می‌شود به صورت یک فنر غیرخطی مدل شده است. در این مدل فرض شده است که فشار و حجم گاز نیتروژن از معادله حالت گازها تبعیت می‌کند [۱۹]:

$$\frac{p_0}{p} = \left(\frac{V}{V_0} \right)^n \quad (5-الف)$$

$$V = V_0 - A y_s \quad (5-ب)$$

$$F_a = pA \quad (5-ج)$$

در این معادلات p_0 ، V_0 ، p و V به ترتیب بیانگر فشار و حجم گاز نیتروژن در شرایط اولیه و شرایط ثانویه هستند. A سطح مقطع پیستون، n بیانگر ثابت تراکم گاز نیتروژن و y_s جابجایی نسبی سیلندر و پیستون است. از ادغام معادلات (۵-الف) تا (۵-ج) نتیجه می‌شود:

$$F_a = p_0 A \left(\frac{V_0}{V} \right)^n \quad (6)$$

$$= p_0 A \left(\frac{V_0}{V_0 - A y_s} \right)^n = p_0 A \left(1 - \frac{y_s}{y_0} \right)^{-n}$$

در اینجا y_0 طول فضای اشغال شده توسط نیتروژن در شرایط اولیه است.

بخش دیگر از نیروهای ایجاد شده در جاذب در اثر عبور روغن از درون اورفیس بوجود می‌آید. عبور روغن از اورفیس باعث میراشدن انرژی جنبشی حاصل از فرود می‌شود. به منظور مدل‌سازی این میرایی، فرض شده است که روغن تراکم ناپذیر بوده و اختلاف فشار مابین محفظه بالا و پایین p_l باشد. از قانون بقای جرم و معادلات برنولی برای سیال می‌توان نوشت [۱۹]:

$$A \dot{y}_s = \alpha A_0 V_l \quad (7)$$

$$p_l = \frac{1}{2} \rho (V_l^2 - \dot{y}_s^2) \quad (8)$$

در روابط فوق، $\alpha = \alpha(A_0/A, Re)$ ضریب تخلیه اورفیس است که مقدار آن با توجه به نسبت قطر اورفیس به قطر سطح مقطع محفظه بدست می‌آید و Re عدد رینولدز است [۲۰]. همچنین A_0 سطح مقطع اورفیس، ρ چگالی روغن و V_l بیانگر سرعت جریان روغن از درون اورفیس می‌باشد. از ترکیب روابط (۷-۸) نیروی میرایی به صورت زیر بدست می‌آید:

$$F_l = \frac{1}{2} \rho \left(\frac{A^2}{\alpha^2 A_0^2} - 1 \right) \dot{y}_s^2 A \approx \frac{1}{2} \rho \frac{A^3 \dot{y}_s^2}{\alpha^2 A_0^2} \quad (9)$$

¹ sealing

در این معادلات F_b نیروی تماسی ایجاد شده مابین پیستون و محفظه سیلندر در غیاب نیروی اینرسی بین چرخ و زمین است. این نیرو بعد از جدایش پیستون و محفظه سیلندر از بین می‌رود. برای تعیین موقعیت پیستون نسبت به سیلندر از جابجایی نسبی سیلندر و پیستون (y_s) به عنوان شرط استفاده شده است بدین معنی که به ازای $y_s < 0$ پیستون به محفظه پائینی سیلندر برخورد می‌کند و به ازای $y_s > 0.5$ برخورد به محفظه بالایی سیلندر اتفاق می‌افتد.

با انتقال اثر نیروی تماسی بین پیستون و محفظه سیلندر از طرف اول رابطه (۱۳) به طرف دوم و بازنویسی معادلات حرکت می‌توان نوشت:

$$\begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{y}_1 \\ \ddot{y}_2 \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} F_a + F_l + f \\ -F_a - F_l - f \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} m_1 g - L \\ m_2 g \end{Bmatrix} + \lambda \{G(y)\} \quad (14)$$

در این معادله $\{G\}$ بیانگر بردار نیروهای خارجی حاصل از تماس (نیروی تولید شده در سیلندر) می‌باشد و λ ضریب لاگرانژ است که در صورت برقراری شرط $0 < y_s < 0.5$ مقدار آن صفر و در صورت عدم برقراری آن، مقدار λ واحد است.

همچنین برای بررسی جدایش چرخ هواپیما از سطح باند در لحظه تماس چرخ و باند فرود از یک قید تماسی استفاده می‌شود که می‌توان آن را به صورت زیر بیان کرد:

$$h(y_2, y_g) = y_2 + y_g = 0 \quad (15)$$

در نتیجه برای زمانی که در آن چرخ و زمین در تماس است می‌توان نوشت:

$$h(y_2, y_g) \geq 0 \quad (16)$$

استفاده از رابطه اخیر امکان شناسایی نواحی که در آن تماس برقرار نیست را نیز فراهم می‌کند [۲۳].

به منظور حل معادلات حاکم بر سیستم، از روش عددی رانگ-کوتا استفاده شده است. در این مقاله، سیستم فرود هواپیمای A-6 intruder که یک هواپیمای نظامی است مورد بررسی قرار می‌گیرد. این هواپیما قابلیت فرود بر روی باند ناهموار را دارد. مقادیر عددی مربوط به اجزاء هواپیما در جدول ۱ آورده شده است [۱۶]. ناهمواری باند به شکل موج سینوسی با ارتفاع ۱۰ سانتی‌متر و طول موج ۳۲/۲ متر در نظر گرفته شده است که از نوع متداول‌ترین ناهمواری‌های باند می‌باشد. این نوع از ناهمواری‌ها بر اثر شرایط ساخت و عوامل محیطی در طول زمان در باند به وجود می‌آیند. سرعت هواپیما در لحظه فرود ۷۸ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است.

رابطه (۹) در یک تابع sgn ضرب می‌شود این عمل به نیروی میرایی این امکان را می‌دهد تا جهت خود را با تغییر در جهت حرکت تغییر دهد. در نتیجه برای نیروی میرایی خواهیم داشت:

$$F_l = \zeta C \dot{y}_s^2 \text{sgn}(\dot{y}_s) \quad (10)$$

که ضریب $\zeta C = \frac{1}{2} \rho \frac{A^3}{\alpha^2 A_0^2}$ در آن بیانگر میرایی جاذب ضربه می‌باشد.

با در نظر گرفتن مدل ارائه شده در شکل ۲ و اجزاء معرفی شده سیستم فرود هواپیما، معادلات حاکم بر حرکت بدنه و چرخ هواپیما در حین فرود در راستای قائم را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$m_1 \ddot{y}_1 = m_1 g - L - F_a - F_l - f \quad (11)$$

$$m_2 \ddot{y}_2 = m_2 g + F_a + F_l - F_t + f \quad (12)$$

در این معادلات F_a و F_l به ترتیب بیانگر نیروی حاصل از سفتی و میرایی جاذب ضربه است. F_t بیانگر نیروی تولید شده در چرخ هواپیما می‌باشد. همچنین f نیروی اصطکاک تولید شده در قطعات می‌باشد. مدل مورد استفاده در این تحقیق مدلی غیرخطی می‌باشد که از ترکیب مدل‌های مورد استفاده در ادبیات فن بدست آمده است. تفاوت بارز این تحقیق نسبت به تحقیقات گذشته بررسی پدیده ضربه با در نظر گرفتن احتمال جدایش چرخ از باند فرود است که در تحقیقات پیشین از این پدیده صرف‌نظر شده است.

۳- استخراج معادلات حرکت مقید با استفاده از

روش ضرائب لاگرانژ

همانگونه که در بخش پیشین مشاهده شد به علت فیزیک مسئله، معادلات حرکت بدست آمده برای سیستم فرود هواپیما معادلاتی غیرخطی می‌باشند. در نتیجه احتمال وجود رفتارهایی کاملاً متمایز نسبت به مدل‌های خطی‌سازی شده [۲۱] وجود دارد که در ادامه به بررسی این موضوع پرداخته می‌شود.

برای اعمال شرایط برخورد پیستون با سیلندر در اثر ضربه فرود، از روش ضرائب لاگرانژ کمک گرفته شده است. مزیت استفاده از این روش در این است که می‌توان نیروها و شرایط حاصل را به شکل شرط بر مسئله اعمال کرد [۲۲]. در ادامه، روش کار در حالت کلی آورده شده است.

معادلات حرکت سیستم در آستانه برخورد را می‌توان به صورت زیر بدست آورد:

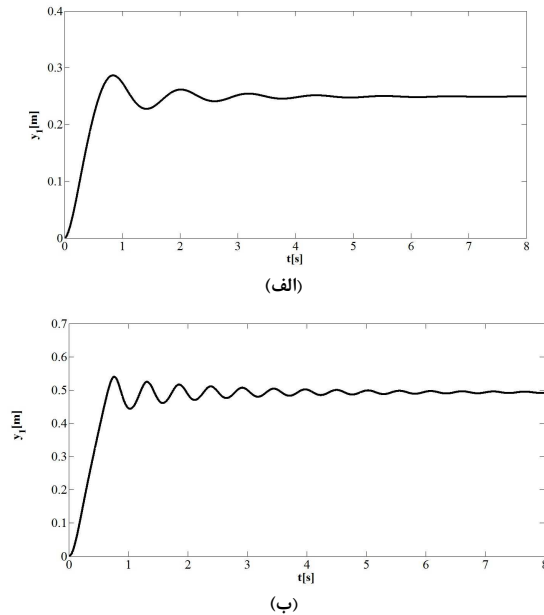
$$\begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{y}_1 \\ \ddot{y}_2 \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} F_a + F_l + f - F_b \\ -F_a - F_l - f + F_b \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} m_1 g - L \\ m_2 g \end{Bmatrix} \quad (13)$$

برای هر سیستم فرود، پارامترهای ساختاری جاذب ضربه فرود مانند شکل، اندازه، جنس و ... در هنگام طراحی تعریف شده و ثابت می‌باشند ولی دو کمیت کنترلی فشار و میرایی جاذب ضربه با تغییر فشار اولیه نیتروژن و لزجت روغن قابل تغییر است که در این تحقیق به بررسی تأثیرات این دو پارامتر بر نحوه عملکرد جاذب ضربه پرداخته شده است.

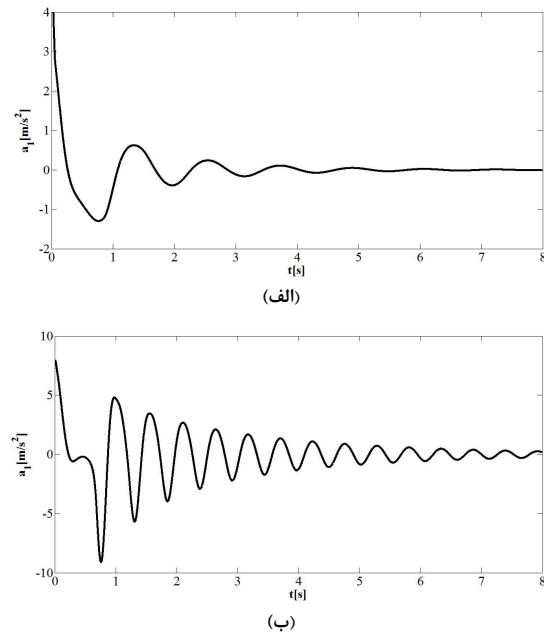
جدول ۱- مقادیر عددی پارامترهای سیستم تعلیق هواپیما [۱۶]

m_1	جرم بدنه هواپیما	4032.7 Kg
m_2	جرم چرخ، میله رابط و سایر اجزای تعلیق	145.1 Kg
p_0	فشار اولیه نیتروژن	1.6×10^6 Pa
V_0	حجم اولیه نیتروژن	6.88×10^{-3} m ³
k_1	سفتی معادل چرخ	1.5×10^6 N/m
c_1	ثابت میرایی چرخ	7000 N.s/m
ρ	چگالی	912 Kg/m ³
A	سطح مقطع پیستون	1.376×10^{-2} m ²
A_0	سطح مقطع سوراخ اورفیس	6.412×10^{-4} m ²
α	ضریب تخلیه اورفیس	0.3
μ	لزجت سیال	0.01 N.m/s ²
l	فاصله خروج از مرکزی چرخ	0.3823 m
B	ضخامت صفحه پایینی محفظه	0.05 m
L	نیروی لیفت وارد به هواپیما	7500 N

از بررسی این شکل‌ها مشخص می‌شود که کاهش فشار با افزایش در میزان تغییرات شتاب مرکز جرم هواپیما همراه است. تغییرات شدید در شتاب باعث ناراحتی سرنشین می‌شود و ممکن است به شکست قطعات بیانجامد.



شکل ۵- جابجایی عمودی مرکز جرم هواپیما به ازای ضریب تخلیه اورفیس $\alpha = 0.3$ و به ازای الف) $p_0 = 1.5 \times 10^6$ Pa ب) $p_0 = 1.5 \times 10^5$ Pa



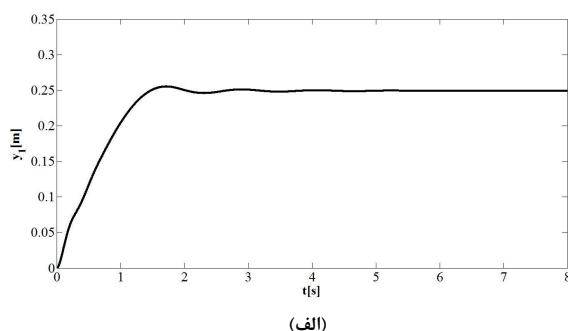
شکل ۶- تغییرات شتاب مرکز جرم هواپیما در حین فرود به ازای ضریب تخلیه اورفیس $\alpha = 0.3$ و به ازای الف) $p_0 = 1.5 \times 10^6$ Pa ب) $p_0 = 1.5 \times 10^5$ Pa

۴- بررسی تأثیر فشار و میرایی جاذب ضربه بر دینامیک فرود در غیاب تحریک باند

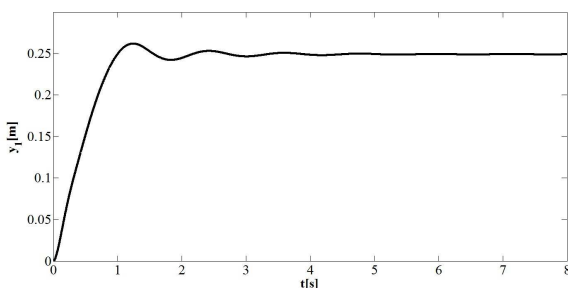
در اولین گام، جابجایی عمودی مرکز جرم در هنگام فرود به ازای فشارهای اولیه متفاوت مورد بررسی قرار گرفت. در شکل ۵- الف و ۵- ب جابجایی عمودی مرکز جرم هواپیما در هنگام فرود به ترتیب برای فشارهای اولیه $p_0 = 1.5 \times 10^6$ Pa و $p_0 = 1.5 \times 10^5$ Pa به ازای ضریب تخلیه اورفیس $\alpha = 0.3$ و $\xi = 1$ به عنوان نمونه آورده شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش فشار درون سیلندر، زمان لازم برای رسیدن مرکز جرم هواپیما به وضعیت تعادل استاتیکی کوتاه‌تر می‌شود. در فشارهای پایین، سیستم بعد از چند نوسان به حالت تعادل استاتیکی می‌رسد. از مقایسه دو شکل اخیر مشاهده می‌شود که تحت شرایط یکسان و در غیاب تحریک باند، کاهش فشار اولیه گاز باعث انتقال بیشتر وضعیت تعادل می‌گردد بدین معنی که مقدار y_1 در وضعیت تعادل در حالت کم فشار بیشتر است.

در شکل ۶- الف و ۶- ب منحنی تغییرات شتاب مرکز جرم هواپیما در برابر زمان و برای فشارهای اولیه

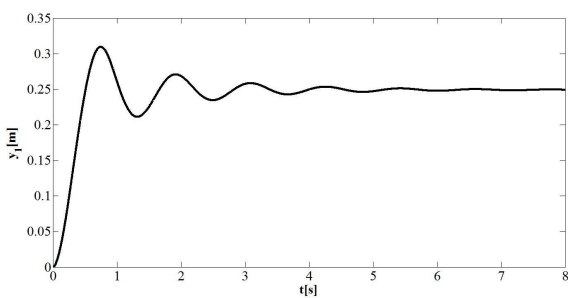
میزان قابل توجهی باز می‌شود که این امر احتمال برخورد سیلندر و پیستون را افزایش می‌دهد. نکته قابل توجه دیگر این است که افزایش بیش از حد نسبت میرایی ($\zeta=9$) باعث افزایش در زمان رسیدن به حالت تعادل شده است اما فرود را برای سرنشینان هموارتر نموده است. در نتیجه برای میرایی نیز با توجه به ویژگی‌های هواپیما مقداری بهینه قابل تعریف است. مسئله قابل توجه دیگر این است که تغییر در میرایی در مقایسه با تغییر در مقدار فشار اولیه تأثیر چندانی بر مقدار بیشینه جابجایی اولیه هواپیما نمی‌گذارد.



(الف)



(ب)



(ج)

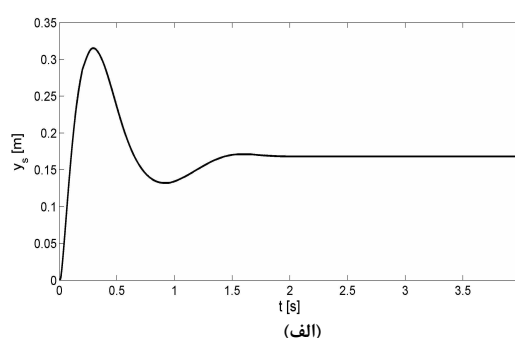
شکل ۸- تغییرات مرکز جرم هواپیما در حین فرود به ازای فشار

اولیه $p_0 = 1.5 \times 10^6 \text{ Pa}$ و به ازای الف) $\zeta = 9$

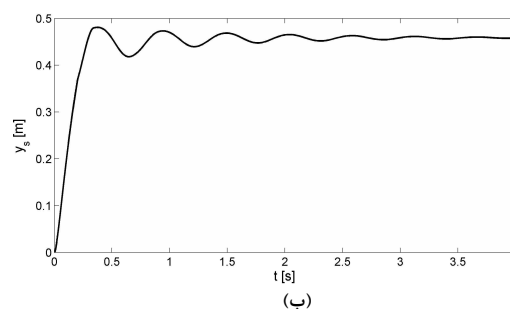
ب) $\zeta = 4$ ج) $\zeta = 0.36$

در ادامه به بررسی تأثیر این عوامل بر فرود در حضور تحریک باند فرود پرداخته شده است. پیش از آن مقایسه‌ای بین نتایج این تحقیق و نتایج موجود در ادبیات فن به منظور صحت‌گذاری نتایج تحقیق انجام شده است. در مرجع [۱۶] تأثیر استفاده از سیستم کنترلی که فشار و حجم روغن را

پارامتر مهم دیگر در طراحی، $y_s = y_1 - y_2$ است که بیانگر جابجایی نسبی پیستون در درون محفظه می‌باشد. با استفاده از این پارامتر می‌توان برخورد پیستون به جداره‌های بالایی و پایینی سیلندر را پیش‌بینی کرد. شکل ۷- الف و ب تغییرات y_s در هنگام فرود برای فشارهای اولیه مذکور آورده شده است. مشاهده می‌شود که افزایش فشار به معنای کاهش در میزان y_s تعادلی است و کاهش فشار با افزایش شدید در میزان y_s همراه است که در این مدل $y_s = 0 \text{ m}$ و $y_s = 0.5 \text{ m}$ به معنای برخورد صفحات محفظه و پیستون می‌باشد بنابراین تغییرات y_s همواره باید بین دو حالت تعادلی مذکور قرار گیرد.



(الف)



(ب)

شکل ۷- تغییرات فاصله نسبی پیستون و محفظه به ازای ضریب

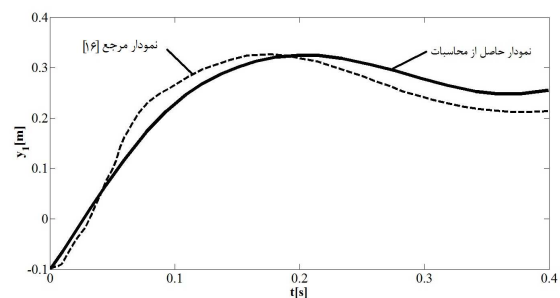
تخلیه اورفیس $\alpha = 0.3$ و به ازای الف) $p_0 = 1.5 \times 10^6 \text{ Pa}$

ب) $p_0 = 1.5 \times 10^5 \text{ Pa}$

همانطور که از این شکل‌ها مشخص است کاهش فشار اولیه باعث افزایش احتمال برخورد پیستون به محفظه بالایی سیلندر می‌شود.

پارامتر تأثیرگذار دیگر بر فرود، میرایی جاذب ضربه می‌باشد. برای یک سیستم خطی افزایش میرایی به معنای رسیدن سریعتر به پاسخ پایدار است. در شکل ۸- الف و ب ج جابجایی مرکز جرم هواپیما در هنگام فرود به ترتیب برای نسبت میرایی $\zeta = 9$ ، $\zeta = 4$ و $\zeta = 0.36$ آورده شده است. همانگونه که در شکل مشخص است برای حداقل میرایی جذب کننده ضربه محدودیت وجود دارد. برای نسبت‌های میرایی کم ($\zeta = 0.36$) به علت عدم توانایی میرایی در استهلاک انرژی جنبشی، چرخ بعد از فشرده شدن اولیه به

تعیین می‌کند بر دینامیک هواپیما بررسی شده است. در این مرجع فرض شده است که تماس چرخ و زمین همواره برقرار است که بجز شرایط خاص این فرض نادرست می‌باشد. در بخش بعدی نشان داده خواهد شد که برای فرود بر روی باند ناهموار همواره احتمال جدایش چرخ و باند وجود دارد. در شکل ۹ و برای حالتی که از داده‌های مرجع [۱۶] استفاده شده است منحنی تغییرات مرکز جرم هواپیما در برابر زمان استخراج شده و با منحنی متناظر در مرجع مذکور مقایسه شده است. دو نمودار دارای تطابق قابل قبولی هستند و علت اختلاف جزئی در منحنی‌ها ناشی از تفاوت مدل‌سازی می‌باشد.

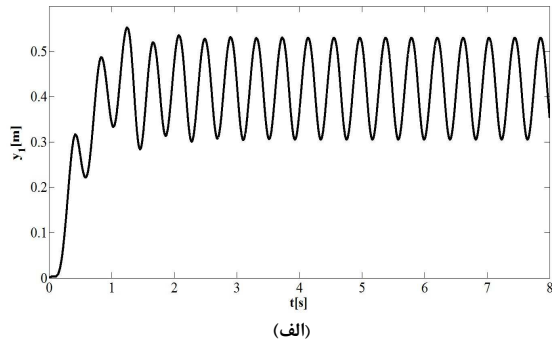


شکل ۹- مقایسه نمودار جابجایی مرکز جرم هواپیما

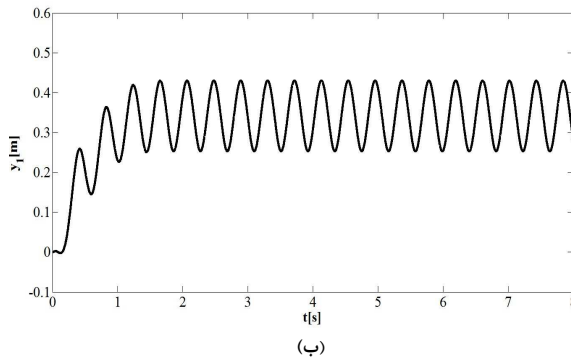
۵- بررسی تأثیر پارامترهای اصلی جذب کننده ضربه در حضور تحریک باند

در شکل ۱۰- الف، ب و ج تغییرات مرکز جرم هواپیما به ترتیب برای فشارهای اولیه $p_0 = 1.5 \times 10^5 \text{ Pa}$ و $p_0 = 7.5 \times 10^5 \text{ Pa}$ و $p_0 = 1.5 \times 10^6 \text{ Pa}$ در حضور تحریک ناشی از ناهمواری باند در هنگام فرود آورده شده است. برای فشار اولیه $p_0 = 1.5 \times 10^6 \text{ Pa}$ (شکل ۱۰- ج) علاوه بر کاهش جزئی بیشینه جابجایی مرکز جرم هواپیما نسبت به حالت بدون تحریک باند، تغییر در نوسان مرکز جرم هواپیما حول وضعیت تعادل مشاهده می‌شود. در غیاب تحریک باند، مقدار y_1 در حالت تعادل برابر ۰/۲۴۹ متر است ولی در این حالت، میانگین دامنه نوسانات به مقداری کمتر و برابر ۰/۲۳۱ متر کاهش می‌یابد.

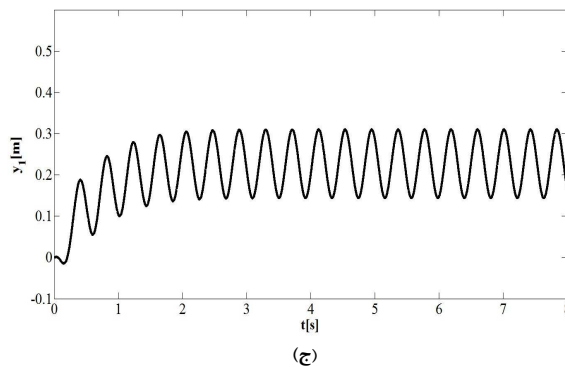
در شکل ۱۱ منحنی تغییرات y_s در برابر زمان رسم شده است. همانطور که از این شکل مشخص می‌باشد کاهش در مقدار y_1 نهایی، با کاهش در مقدار y_s متوسط نهایی نیز همراه است به طوری که مقدار y_s از ۰/۲۱۶۲ متر در حالت بدون تحریک باند به ۰/۲۰۱۹ متر در حالت وجود تحریک باند کاهش یافته است. به علت اهمیت y_s ، این پدیده در طراحی بایستی مورد توجه قرار گیرد.



(الف)



(ب)



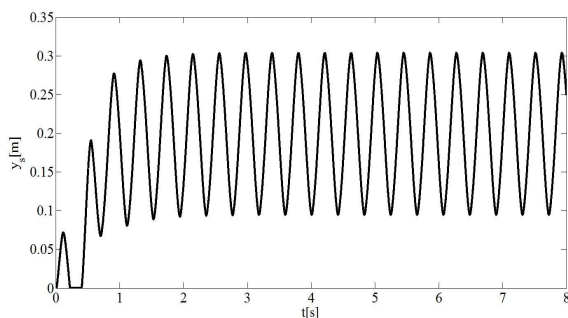
(ج)

شکل ۱۰- جابجایی مرکز جرم هواپیما در حین فرود به ازای

$$\zeta = 1 \text{ و به ازای الف) } p_0 = 1.5 \times 10^5 \text{ Pa}$$

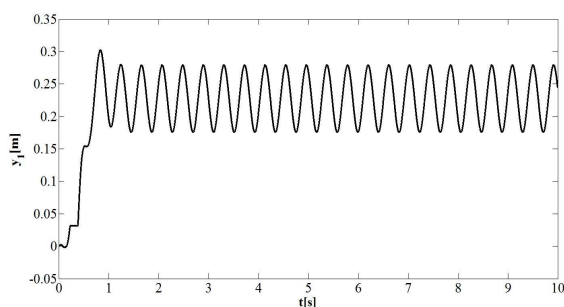
$$\text{ب) } p_0 = 7.5 \times 10^5 \text{ Pa} \text{ ج) } p_0 = 1.5 \times 10^6 \text{ Pa}$$

همچنین همانطور که از شکل ۱۱ مشخص است افزایش فشار اولیه احتمال برخورد پیستون به محفظه پایینی سیلندر را افزایش می‌دهد.

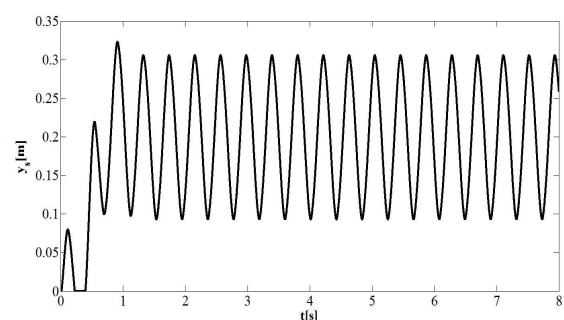


شکل ۱۱- تغییرات فاصله نسبی پیستون و محفظه به ازای ضربه

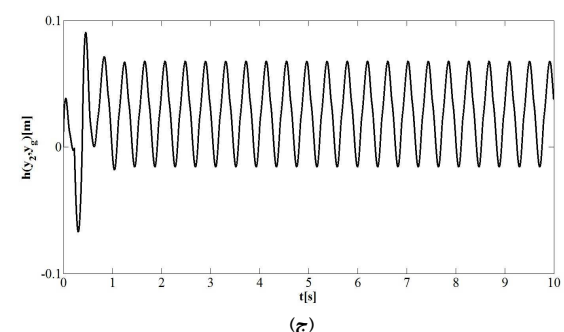
$$\text{تخلیه اورفیس } \alpha = 0.3 \text{ و به ازای } p_0 = 1.5 \times 10^6 \text{ Pa}$$



شکل ۱۳- جابجایی مرکز جرم هواپیما در حین فرود به ازای فشار اولیه $p_0 = 1.5 \times 10^6 \text{ Pa}$ و $\zeta = 0.36$



شکل ۱۴- تغییرات فاصله نسبی پیستون و محفظه به ازای $p_0 = 1.5 \times 10^6 \text{ Pa}$ و $\zeta = 0.36$



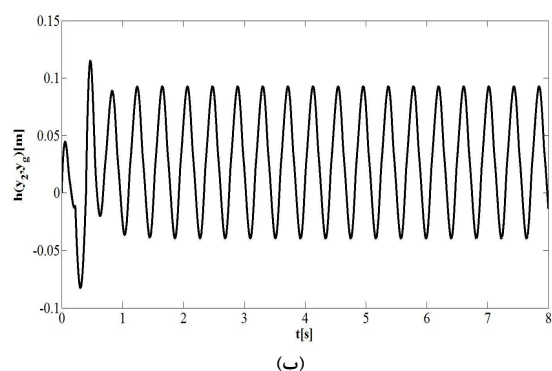
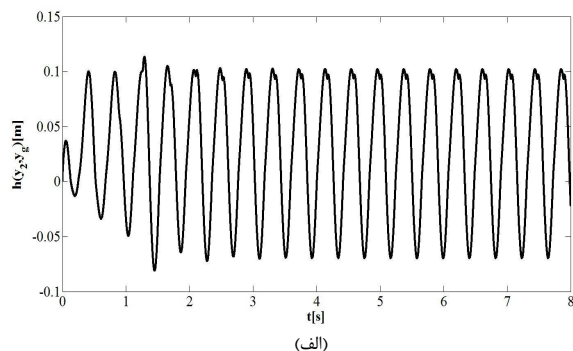
شکل ۱۵- تغییرات $h(y_2, y_g)$ در حین فرود به ازای $p_0 = 1.5 \times 10^6 \text{ Pa}$ و $\zeta = 0.36$

۶- نتیجه گیری

در این تحقیق، مدل دو درجه آزادی غیرخطی برای بررسی رفتار دینامیکی هواپیما در حین فرود مورد استفاده قرار گرفت. عوامل موثر بر دینامیک فرود از جمله پارامترهای جاذب ضربه، چرخ هواپیما و نیروهای اصطکاکی موجود به کمک مدل‌های ریاضی جدید که توانایی نمایش رفتارهای غیرخطی این اجزاء را دارا می‌باشند مدل‌سازی شد. تأثیر پارامترهای مهم جاذب ضربه، شامل نسبت میرایی و سفتی بر رفتار دینامیکی هواپیما مورد بررسی قرار گرفت.

نتایج حاکی از آن است که فشار اولیه نیتروژن میزان جابجایی اولیه مرکز جرم هواپیما تأثیر عمده‌ای دارد. در این

در شکل ۱۲ نمودار $h(y_2, y_g)$ به ازای فشارهای اولیه $p_0 = 1.5 \times 10^5 \text{ Pa}$ و $p_0 = 1.5 \times 10^6 \text{ Pa}$ رسم شده است. مشاهده می‌شود که در زمان‌های خاصی مقدار $h(y_2, y_g)$ منفی می‌شود که بیانگر جدایی چرخ از باند فرود است.



شکل ۱۲- تغییرات $h(y_2, y_g)$ در حین فرود به ازای الف) $p_0 = 1.5 \times 10^5 \text{ Pa}$ ب) $p_0 = 1.5 \times 10^6 \text{ Pa}$

در شکل ۱۳ جابجایی مرکز جرم هواپیما برای فشار اولیه $p_0 = 1.5 \times 10^6 \text{ Pa}$ و $\zeta = 0.36$ و در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ تغییرات نسبی پیستون و محفظه سیلندر و $h(y_2, y_g)$ به ازای پارامترهای مذکور رسم شده است. بررسی شکل‌ها نشان می‌دهد که اگرچه برای مقادیر پایین ζ امکان برخورد پیستون به محفظه پائینی سیلندر وجود دارد اما دامنه نوسانات سیستم کاهش پیدا می‌کند و همچنین احتمال جدایش چرخ از باند فرود نیز کاهش می‌یابد. از موارد گفته شده می‌توان به این نتیجه رسید که برای هر هواپیما مقداری بهینه برای ζ وجود دارد که در صورت تغییر آن بر اثر تغییر در پارامترهای دیگر (به عنوان مثال، لزجت روغن در اثر تغییر دما) با تغییر دادن قطر دریچه اورفیس می‌توان نسبت میرایی سیستم را در مقدار بهینه آن نگه داشت.

- [6] Moreland, W.J., "Landing Gear Vibration", AF Technical Report, No. 6590, 1951.
- [7] Ottens, H.H., "Predicted and Measured Landing Gear Loads for the NF-5 Aircraft Taxiing Over Bumpy Runway", Aircraft Dynamic Response to Damage and Repaired Runways, AGARD CP-326, 1982.
- [8] Freymann, R., "An Experimental-Analytical Routine for the Dynamic Qualification of Aircraft Operating on Rough Runway Surfaces", AGARD R-731, 1987.
- [9] Gerardi, Tony G., Minnetyan, L., "Status of Computer Simulations of USAF Aircraft and an Alternative Simulation Technique", Aircraft Dynamic Response to Damaged and Repaired Runways, AGARD-CP-326, pp. 1 I-1-11-10, 1982.
- [10] Shepherd, A., Catt, T., Cowling, D., "An Aircraft Landing Gear Simulation Parametric Leg Model", SDL Rept. No. 234, Stirling Dynamics Limited, 1993.
- [11] Catt, T., Cowling, D., and Shepherd, A., "Active Landing Gear Control for Improved Ride Quality during Ground Roll", SDL Rept. No. 232, Stirling Dynamics Limited, 1992.
- [12] Wriggers, P., "Computational Contact Mechanics", John Wiley & Sons, USA, 2001.
- [13] Dam, A.A. ten, "Unilaterally Constrained Dynamical Systems", PhD Thesis, University of Groningen, 1997.
- [14] Dam, A.A. ten, Lammen, W.F., and Rozema, G., "Real-time simulation of hybrid aerospace systems", Proceedings ENOC 2005 Conference, Eindhoven, The Netherlands, 2005.
- [15] Lee, T.W., "Dynamic response of landing gears on rough repaired runway", Menasco Aero Systems Division, pp.124-135, 1998.
- [16] Wang, H., Xing, J.T., Price, W.G., Wei, J. Li, "An investigation of an active landing gear system to reduce aircraft vibration caused by landing impacts and runway excitation", Journal of Sound and Vibration, Vol. 317, pp. 50-66, 2008.
- [17] Yueping, G., "A statistical model for landing gear noise prediction", Journal of Sound and Vibration, Vol. 285, pp. 61-87, 2004.
- [18] Freymann, R., "Actively damped landing gear system", Landing Gear Design Loads Conference, No. 20, AGARD CP-484, 1991.
- [19] Niezgoda T., Malachowski J., Kowalski W., "Numerical Simulation of Landing Gear dynamics", Mechanical Computation, Vol. 21, pp. 2579-2586, 2002.
- [20] Sharp J.J., "Basic Fluid Mechanics", Butterworths, London, 1988.
- [21] Nel, East Kilbride, Glasgow, "The orifice plate discharge coefficient equation-further work", Flow Mea. Instrum., Vol. 6, No. 2, pp. 101-114, 1995.
- [22] Houten, M.H. van, "Crash and impact at NLR(1990-2006)", Proceedings IMechE

تحقیق همچنین نشان داده شد که برای تعیین میزان فشار اولیه نیتروژن، علاوه بر نیروی وزن هواپیما، ناهمواری باند فرود نیز موثر است. برای یک فشار اولیه مشخص، برای فرود بر روی باند ناهموار، تغییر و کاهش در مقدار y_1 مشاهده می‌شود.

با افزایش فشار درون سیلندر، زمان لازم برای رسیدن مرکز جرم هواپیما به وضعیت تعادل استاتیکی کوتاه‌تر می‌شود. همچنین افزایش فشار اولیه گاز، موجب کاهش دامنه ارتعاشات سیستم می‌شود و احتمال برخورد پیستون به محفظه پایینی سیلندر را افزایش می‌دهد. کاهش فشار اولیه گاز باعث انتقال بیشتر حالت تعادل از وضعیت آزاد سیستم جاذب می‌گردد و با افزایش در میزان تغییرات شتاب مرکز جرم هواپیما همراه است. ضمناً کاهش فشار اولیه باعث افزایش احتمال برخورد پیستون به محفظه بالایی سیلندر می‌شود. در نتیجه، برای باند ناهموار فشار اولیه بیشتر مناسب‌تر است.

بررسی تأثیر میرایی جاذب ضربه بر دینامیک فرود بر روی باند هموار و ناهموار نشان می‌دهد که برای میرایی‌های بسیار کم، به علت عدم توانایی میرایی در استهلاك انرژی جنبشی، چرخ بعد از فشرده شدن اولیه به میزان قابل توجهی باز می‌شود که این امر احتمال برخورد سیلندر و پیستون را افزایش می‌دهد. گرچه برای مقادیر پایین امکان برخورد پیستون به محفظه پایینی سیلندر وجود دارد اما دامنه نوسانات سیستم کاهش پیدا می‌کند و همچنین احتمال جدایش چرخ از باند فرود نیز کاهش می‌یابد. از طرف دیگر، افزایش بیش از حد میرایی برای فرود بر روی باند ناهموار، سبب افزایش احتمال جدایی مابین چرخ و سطح باند و همچنین سبب افزایش در زمان مورد نیاز برای رسیدن به پاسخ پایدار می‌شود.

مراجع

- [1] Currey, Norman. S. "Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices", AIAA Education Series, USA, 1998.
- [2] Choi, Y. T., Wereley, N. M, "Vibration Control of a Landing Gear System Featuring Electro rheological Magneto rheological Fluids", Journal of Aircraft, Vol. 40, No. 3, pp. 432-439, 2003.
- [3] Flugge, W., "Landing-Gear Impact", NACA TN 2743, 1952.
- [4] Milwitzky, B., Cook, F. E., "Analysis of Landing-Gear Behavior", NACA Report 1154, 1953.
- [5] Yadov, D., Ramamoorthy, R. P., "Nonlinear Landing Gear Behavior at Touchdown", Journal of Dynamic Systems Measurement and Control, Vol. 113, pp. 677-683, 1991.

conference Design for impact and Crashworthiness in Aerospace and Automotive Vehicle Structures, Loughborough University, UK, NLR-TP-2007-770, 2006.

[23] Lammen, W., Van Houten, R., "Predictive Simulation of Impact Phenomena for Innovations in aircraft Component Design", ENOC, Saint Petersburg, Russia, 30-July 2008.