

بررسی و تحلیل ارتعاشی سیستم تعلیق هواپیما در فرود

محمد واعظی نژاد^۱، سعید محجوب مقدس^۲ و صادق رحمتی^۳
Vaezi_mohammad@yahoo.com

چکیده

یکی از مهمترین فاکتورهای مورد بررسی در طراحی ارابه فرود هواپیما، بررسی اثرات ناشی از فرود هواپیما روی بدنه آن و نقش جاذب ارتعاش به عنوان جذب کننده انرژی ناشی از فرود می باشد. در این مقاله به تحلیل دینامیکی ارتعاشات ارابه فرود از دو روش تحلیلی و شبیه سازی نرم افزاری پرداخته شده است. ابتدا معادلات دینامیکی فرود هواپیما با شش درجه آزادی نوشته شده است. معادلات برای حل به فضای حالت تبدیل شده و توسط نرم افزار MATLAB حل شده است. در روش دوم هواپیما در نرم افزار ADAMS مدل سازی شده است. سپس حالت های مختلف فرود با دو چرخ، فرود با سه چرخ، حرکت از روی مانع و تاکسی در این پروژه بررسی شده است. در نهایت سرعت، جابجایی مرکز ثقل هواپیما که از دو روش فوق بدست آمد، مقایسه و تحلیل شدند.

کلید واژه:

تحلیل دینامیکی - ارابه فرود - جاذب ارتعاش - شبیه سازی نرم افزاری

۱- کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک دانشگاه امام حسین (ع)

۲- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه امام حسین (ع)، Mahjoubmoghadas@yahoo.fr

۳- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد مجلسی، Srahmati2007@gmail.com

۱- مقدمه

ارابه فرود یکی از قسمت های مهم هر نوع هواپیما می باشد که کار جذب انرژی ناشی از فرود هواپیما را بر عهده دارد. در مراحل طراحی یک هواپیما، طراحی ارابه فرود معمولاً پس از طراحی بدنه و بال هواپیما انجام می شود. در واقع طراحی ارابه فرود به طراحی بدنه و چیدمان اجزاء هواپیما و محل مرکز ثقل هواپیما وابسته است. ارابه فرود بررسی شده در این مقاله از نوع سه چرخ است که عمومی ترین و شایع ترین نوع ارابه فرود می باشد. این نوع که دارای دو چرخ اصلی در عقب مرکز ثقل و یک چرخ کمکی در جلوی مرکز ثقل است. بر خلاف چرخ دمی، هر سه چرخ این نوع ارابه فرود هم اندازه اند و بنابراین هواپیما روی باند کاملاً افقی قرار دارد. بدلیل اینکه مرکز ثقل در جلوی چرخهای اصلی قرار دارد، هواپیما در روی زمین پایدار است و نیز هنگام فرود می تواند به صورت کج بنشیند (دارای زاویه ای بین محور طولی و خط باند باشد) همچنین با داشتن این نوع ارابه فرود، دید خلبان در روی زمین بهتر است. و اتاق خلبان، مسافر و محل بار نیز به طور افقی خواهد بود. اکثر هواپیماهای آموزشی و جنگنده از قبیل F-16 و Mig 29 دارای ارابه فرود سه چرخه هستند. در این مقاله به بررسی ارابه فرود هواپیما به عنوان یک سیستم ارتعاشاتی پرداخته شده است که سعی شده با تحلیل ارتعاشاتی آن، پاسخ های سیستم به تحریکات خارجی بدست آیند.

دینامیک هواپیما اغلب از دو جنبه مورد تجزیه و تحلیل قرار می گیرد. این دو جنبه عبارتند از:

- ۱- بررسی شرایط پایداری هواپیما در حالت های متفاوت
- ۲- محاسبه نیروها و شتاب های دینامیکی وارد بر هواپیما

در بررسی شرایط پایداری، همه نیروهای استاتیکی، دینامیکی و آیرودینامیکی وارد بر همه اجزای هواپیما مطابق با استانداردها و محاسبات تحلیلی، تجربی و عددی محاسبه شده و با توجه به شرایط متفاوت مانند حالت پروازی، نشست و برخاستن، تاکسی و دور زدن بر هواپیما اعمال می شود. سپس معادلات پایداری بدست می آید و با استفاده از آنها دامنه متغیرهای طراحی برای برقراری پایداری محاسبه می شود. از جمله این متغیرها سرعت نشست و برخاستن، سرعت دور زدن، زاویه ارابه فرود و زاویه دور زدن و ... می باشد. در محاسبه نیروها و شتاب های دینامیکی وارد بر اجزای هواپیما، نیروهای وارد بر هواپیما مطابق روشهای توضیح داده شده در بالا، محاسبه شده، سپس شرایط متفاوت هواپیما (که به طور معمول شرایط بحرانی بیشتر مدنظر قرار می گیرد) برای محاسبه نیروها و شتاب های وارد بر ارابه فرود و مرکز جرم هواپیما و دیگر قطعات، بررسی می شود.

آنچه که در این محاسبات از اهمیت بالایی برخوردار است، راحتی سرنشین و نیروهای وارد بر ارابه فرود است. برای بررسی راحتی سرنشین محاسبات شتاب و جابجایی مرکز جرم هواپیما با اهمیت می شود.

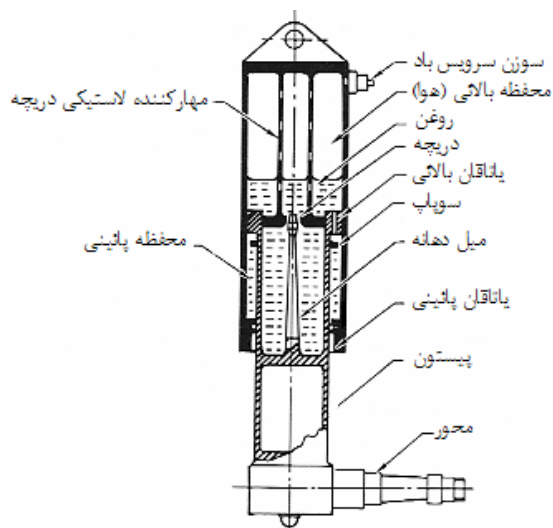
۲- جاذب ارتعاش (Shock Absorber)

جاذب های ارتعاشی سیستم هایی هستند که به انواع مختلف و به شکل های گوناگون در ارابه های فرود وجود دارند. شاید در بعضی از ارابه های فرود، تایر، ترمز، سیستم های ضد لغزش، سیستم جمع کننده و یا سیستم فرمان وجود نداشته باشد اما حتماً یکی از انواع جاذب ارتعاشی در آن وجود دارد. همانطوری که از نام جاذب ارتعاشی پیداست، هدف اصلی وجود آن در ارابه فرود، جذب انرژی جنبشی ناشی از فرود و یا تاکسی کردن هواپیماست. به طور کلی دو نوع جاذب ارتعاشی وجود دارد: ۱- نوعی که در آن یک فنر از جنس فولاد یا لاستیک برای جذب ارتعاش استفاده می شود. ۲- نوعی که در آن از سیال (گاز یا مایع) برای جذب ارتعاش استفاده می گردد که به نوع دوم جاذب های ارتعاشی اولونئوماتیکی گفته می شود. معمولاً گازی که در آن استفاده می گردد هوای خشک و یا نیتروژن است [۱].

۳- جاذب های ارتعاشی اولونئوماتیکی

(Oleo - Pneumatic)

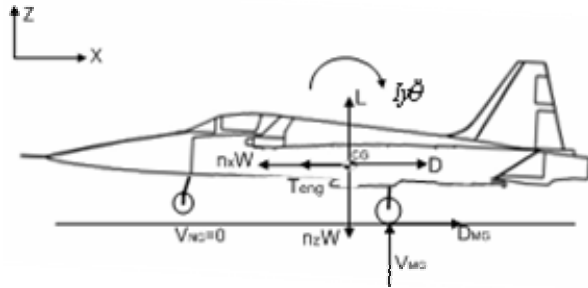
امروزه در بیشتر هواپیماها از این نوع جاذب ارتعاشی استفاده می گردد. جاذب های ارتعاشی اولونئوماتیکی نسبت به دیگر جاذب های ارتعاشی که در قبل بیان شد، راندمان بالاتری دارند و قدرت جذب انرژی بهتری نیز دارند.



شکل (۱): جاذب ارتعاش اولونئوماتیکی [۲]

۶- وضعیت فرود دو نقطه‌ای

یک فرود دونقطه‌ای فرودی است که در لحظه فرود فقط دو چرخ اصلی هواپیما با سطح زمین تماس دارند و نیروهای فرود را تحمل می‌کنند و نیرویی به چرخ دماغه وارد نمی‌شود. در شکل (۳) دیاگرام آزاد نیروها و ممان‌های وارد بر هواپیما در وضعیت فرود دونقطه‌ای مشخص شده‌اند.



شکل (۳): دیاگرام آزاد هواپیما (فرود با دو چرخ)

رابطه تعادل در راستای z

$$\sum F_z = 0 \quad V_{MGr} + V_{MGL} = n_z W - L \quad (1)$$

رابطه تعادل در راستای x

$$\sum F_x = 0 \quad D_{MGr} + D_{MGL} = n_x W - D + T_{eng} \quad (2)$$

L: نیروی لیفت

CG: مرکز جرم هواپیما

W: وزن هواپیما

T_{eng} : نیروی جلوبرنده موتور

D: مقاومت هوا در برابر حرکت افقی

E: فاصله مرکز جرم هواپیما از سطح زمین

V_{MGr} : نیروی عمودی وارد بر چرخ سمت راست ارباه فرود اصلی از طرف زمین

V_{MGL} : نیروی عمودی وارد بر چرخ سمت چپ ارباه فرود اصلی از طرف زمین

D_{MGr} : نیروی مقاوم طولی وارد بر چرخ سمت راست ارباه فرود اصلی

D_{MGL} : نیروی مقاوم طولی وارد بر چرخ سمت چپ ارباه فرود اصلی

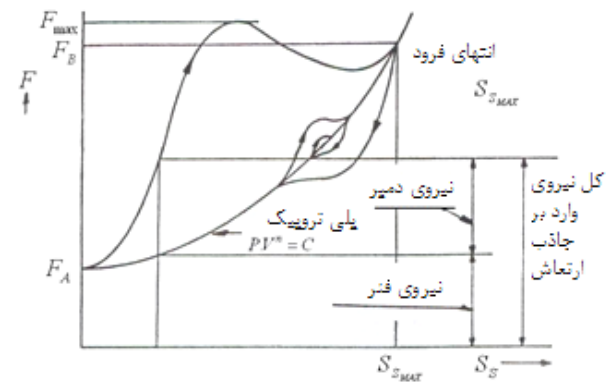
n_z : ضریب نیروی اینرسی در راستای قائم

n_x : ضریب نیروی اینرسی در راستای افقی

جاذب‌های ارتعاشی اولتونومیوماتیکی با فشردن محفظه‌ای از روغن به داخل محفظه‌ای محتوی هوای خشک یا نیتروژن، انرژی ناشی از فرود هواپیما یا تاکسی کردن آن را جذب می‌نماید. این انرژی که توسط جاذب ارتعاشی جذب می‌گردد، روغن را وادار می‌نماید تا از درون دریچه‌های تعبیه شده درون جاذب ارتعاشی عبور نمایند و بعد از ایجاد فشار، مجدداً هوای خشک و یا نیتروژن تحت فشار، به سطح روغن فشار وارد کرده و آن را وادار می‌کند تا از درون اریفیس‌های بازگشتی به اتاقک اولیه روغن بازگردند. که البته باید زمان عبور و بازگشت روغن حساب شده باشد [۳].

۴- بازگذاری ارباه فرود

در هر هواپیمایی مکانیزم سیستمی که باید در حالت‌های نشستن و برخاستن و هدایت هواپیما بر روی زمین بکار گرفته شود از اهمیت خاصی برخوردار است و اصل طراحی این سیستم که ارباه فرود نامیده می‌شود و بر اساس انواع بارهای موجود بر روی آنها می‌باشد. شکل (۲) مقدار نیروی وارد شده به جاذب ارتعاش را در طول زمان فرود نشان می‌دهد [۴].



شکل (۲): نیروی وارد شده به جاذب ارتعاش در حین فرود [۴]

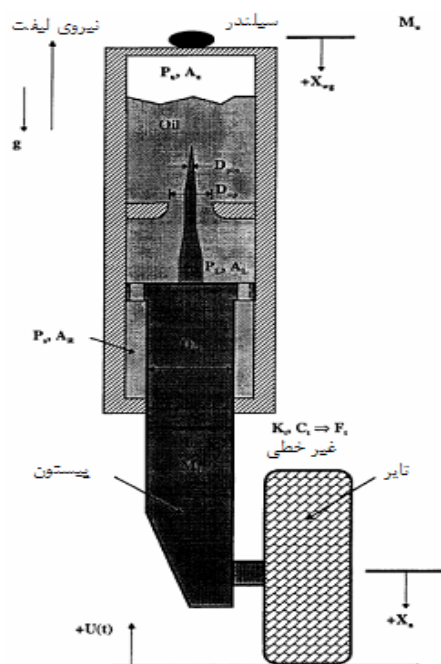
۵- بررسی شرایط فرود

آنچه که در این قسمت مورد بررسی قرار می‌گیرد، تحلیل نیروهای وارد شده از طرف زمین به ارباه‌های فرود اصلی و دماغه هواپیما در وضعیت‌های مختلف فرود می‌باشد. چون هواپیما شرایط فرود مختلفی دارد، باید در هر وضعیت فرود نیروهای وارد بر آن تحلیل شوند. در هر کدام از شرایط فرود، نیروهای خارجی اعمالی بر هواپیما باید با نیروهای اینرسی خطی و دورانی در حال تعادل باشند.

با ممان گیری حول مرکز جرم هواپیما می توان شتاب زاویه ای لازم برای شرایط تعادل را نیز بدست آورد.

با ممان گیری حول مرکز جرم هواپیما می توان شتاب زاویه ای لازم برای شرایط تعادل را نیز بدست آورد.

نیروی جلوبرنده موتور در شرایط فرود (و معمولاً فرض می شود که این نیرو با نیروی مقاومت در هوا برابر است.

$$(T_{eng} = D$$


شکل (۵): نمای شماتیک یک ارابه فرود اصلی [۵]

۸- تحلیل دینامیکی ارابه فرود

در محاسبه نیروهای وارد بر هواپیما، همانگونه که توضیح داده شد، نیروهای وارد بر ارابه فرود از اهمیت بالاتری به تناسب دیگر قطعات برخوردار است. ارابه فرود، چه در شرایط متفاوت تاکسی و چه در حالات مختلف فرود همواره در معرض بالاترین سطح نیرو و شتاب است. لذا اغلب طراحان و سازندگان به جای بررسی کل هواپیما به تجزیه و تحلیل ارابه فرود اکتفا کرده و به نتایج مطلوبی نیز در این زمینه دست یافته اند [۵-۹].

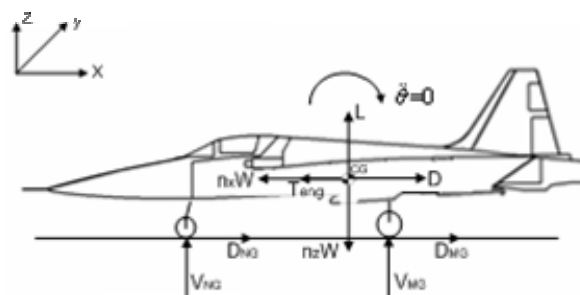
عملکرد ارابه فرود از چندین جنبه مورد بررسی قرار می گیرد. در بعضی از منابع [۵] با استفاده از شکل جاذب ارتعاشی ارابه فرود و با استفاده از روابط سیالات، به محاسبات فشار، شتاب، نیرو و جابجایی آن پرداخته می شود.

با ممان گیری حول مرکز جرم هواپیما می توان شتاب زاویه ای لازم برای شرایط تعادل را نیز بدست آورد.

$$\sum M = I_y \ddot{\theta}$$

$$I_y \ddot{\theta} = B(V_{MGr} + V_{MGL}) + E(D_{MGr} + D_{MGL}) - ET_{eng} \quad (3)$$

$$\ddot{\theta} = [B(V_{MGr} + V_{MGL}) + E(D_{MGr} + D_{MGL}) - ET_{eng}] / I_y \quad (4)$$



شکل (۴): دیاگرام آزاد هواپیما (فرود با سه چرخ)

۷- وضعیت فرود سه نقطه ای

فرود سه نقطه ای، فرودی است که در طی آن چرخ های اصلی و چرخ دماغه با سطح زمین برخورد می نمایند و در تحلیل نیروهای وارده از طرف زمین مشارکت می کنند. این نوع فرود برای چرخ های دماغه شرایط بحرانی به وجود می آورد. و در حالت فرود دو نقطه ای شرایط بحرانی برای چرخ های اصلی به وجود می آید. معادلات تعادل هواپیما وضعیت فرود سه نقطه ای به همان روشی که برای وضعیت فرود دو نقطه ای به دست آمد، محاسبه می شود.

$$\sum F_z = 0 \quad V_{MGr} + V_{MGL} + V_{NG} = n_z W - L \quad (5)$$

$$\sum F_x = 0 \quad D_{MGr} + D_{MGL} + D_{NG} = n_x W - D + T_{eng} \quad (6)$$

برای فرود سه نقطه ای فرض می شود که از ممان حاصل از دوران هواپیما حول y توسط چرخ های دماغه ممانعت به عمل می آید. و در نتیجه شتاب زاویه ای هواپیما صفر خواهد شد. که البته این مساله نیروهای وارد بر چرخ های دماغه را به بیشترین حد ممکن خواهد رساند.

$$\sum M_{CG} = 0 \quad V_{NG} C - D_{NG} E =$$

$$l'(V_{MG} + V_{MGL}) + E(D_{MGr} + D_{MGL}) - ET_{eng} \quad (7)$$

در شبیه‌سازی یک درجه آزادی، کل اربابه فرود به همراه جاذب ارتعاش را به صورت یک سیستم یک درجه آزادی مشابه شکل (۷) زیر می‌توان شبیه‌سازی نمود. در این شبیه‌سازی جرم نشان داده شده، نماینده جرم هواپیما و k فنر و C دمپر نشان داده شده، به ترتیب جایگزین سختی (هوا) و میرایی (روغن) جاذب ارتعاش اربابه فرود می‌باشند.

در این شبیه‌سازی از جرم و خاصیت ارتجاعی تاپر اربابه فرود چشم پوشی شده است. علت این صرف نظر به علت ناچیز بودن جرم و خاصیت ارتجاعی تاپر در مقایسه با اربابه فرود و جرم هواپیما است. حال معادلات دینامیکی حاکم بر این سیستم به این صورت استخراج می‌شود. این معادلات را می‌توان با استفاده از روشهای ارتعاشاتی از جمله لاپلاس برای دو جواب خصوصی و عمومی حل کرد. $F(t)$ می‌تواند نماینده نیروهای ورودی به سیستم اربابه فرود باشد.

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = F(t) \quad (9)$$

با حل معادله فوق، جابجایی، سرعت و شتاب به صورت زیر به دست می‌آید:

که در آن

$$x(t) = 2V_0 m e^{\frac{-ct}{2m}} \frac{\sin\left(\frac{Pt}{2m}\right)}{P} \quad (10)$$

$$P = \sqrt{-4km + c^2}$$

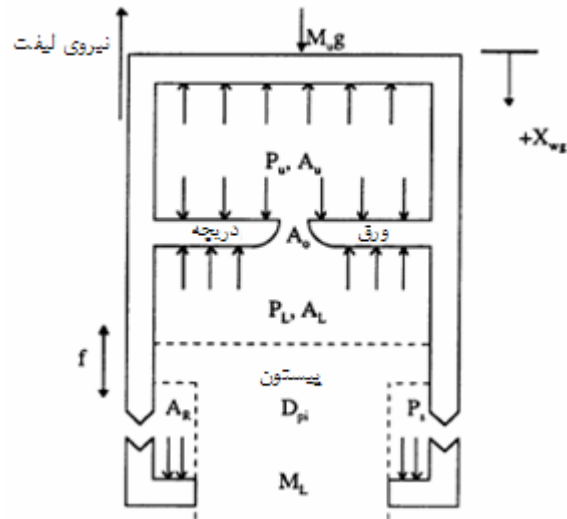
$$v(t) = -V_0 c e^{\frac{-ct}{2m}} \frac{\sin\left(\frac{Pt}{2m}\right)}{P} + V_0 e^{\frac{-ct}{2m}} \cos\left(\frac{Pt}{2m}\right) \quad (11)$$

$$a(t) = V_0 \frac{c^2}{m} e^{\frac{-ct}{2m}} \frac{\sin\left(\frac{Pt}{2m}\right)}{2P} - \quad (12)$$

$$V_0 \frac{c}{m} e^{\frac{-ct}{2m}} \cos\left(\frac{Pt}{2m}\right) - \frac{PV_0}{2m} e^{\frac{-ct}{2m}} \sin\left(\frac{Pt}{2m}\right)$$

معادلات شتاب، سرعت و جابجایی ارتباط نزدیکی با شرایط اولیه جابجایی و سرعت هواپیما دارد. به طور مثال در لحظه فرود و قبل از تماس با زمین فرض می‌شود، $x(0) = 0, \dot{x}(0) = V$ که V_0 راستای سرعت هواپیما در جهت قائم است و فرض می‌شود $mg = L$ است. بنابراین $\ddot{x}(0) = 0$ خواهد بود.

شایان ذکر است که در این حل فرض شده است که k و c به صورت خطی تغییر می‌کند ولی در واقعیت ممکن است به صورت نمایی و یا چند جمله‌ای تغییر کنند. اما باید دید که این فرض چه مقدار جواب معادلات را بهبود می‌بخشد. تفاوت‌هایی که در پاسخ دینامیکی اربابه فرود در حالت‌های متفاوت فرود و تاکسی و برخورد با موانع به وجود می‌آید ناشی از شرایط اولیه نیروهای خارجی متفاوت است. لذا حل

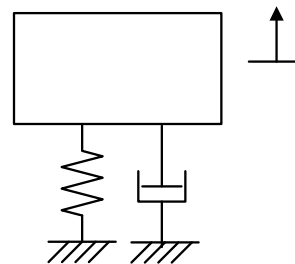


شکل (۶): نمای شماتیک جرم داخلی و سیندر اربابه فرود اصلی [۵]

در این محاسبات یا از روابط تحلیلی کمک گرفته می‌شود و یا با استفاده از نرم افزارهای CFD نتایج به دست می‌آید.

۹- شبیه‌سازی ارتعاشی هواپیما

شیوه دیگر تحلیل دینامیکی اربابه فرود، شبیه‌سازی ارتعاشی آن است. در این شیوه اربابه به صورت سیستمی با چند درجه آزادی با ترکیبی سری و موازی از جاذبها و فنرها شبیه‌سازی شده و معادلات حاکم بر آن استخراج می‌شود. سپس تحت شرایط تحریک قرار داده شده و با استفاده از روشهای تحلیلی و عددی نتایج به دست آورده می‌شود. یکی از شیوه‌های متداول شبیه‌سازی، به صورت یک و دو درجه آزادی است که در شکل‌های (۷ و ۸) نشان داده شده است [۱۰]. شیوه‌های دیگری نیز وجود دارد که در قسمتهای بعدی به آن پرداخته می‌شود.



شکل (۷): شبیه‌سازی یک درجه آزادی [۱۰]

۱۰- شبیه‌سازی یک درجه آزادی

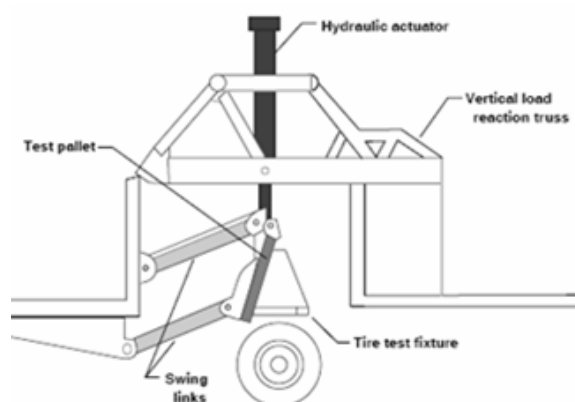
اربابه فرود را می‌توان با استفاده از مشخصات هندسی و فیزیکی به دو صورت که آمیخته‌ای از جرم و فنر و دمپر است، شبیه‌سازی کرد.

۱۲- انواع دیگر شبیه سازی

روش دیگری که امروزه با رشد سخت افزاری و نرم افزاری کامپیوتر به طور وسیع و با دقت خوبی استفاده می‌شود، استفاده از روش‌های عددی در شبیه‌سازی حالات متفاوت ارباه فرود و یا به طور کلی هواپیما است. در این روش اغلب از نرم افزار ADAMS برای شبیه‌سازی ارباه فرود و یا هواپیما [۸، ۱۱ و ۱۲] استفاده می‌شود. دقت محاسبات در این نرم افزار تابع اجرای دقیق شرایط شبیه‌سازی می‌باشد.

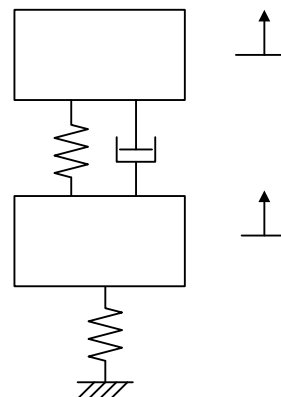
بهترین روش شبیه‌سازی دینامیکی ارباه فرود، استفاده از شیوه‌های تجربی می‌باشد. به منظور انجام این عمل به طور معمول از دو روش استفاده می‌شود. روش اول در شکل (۹) نشان داده شده است. در این شیوه تست، یک ارباه فرود که عملکردی مشابه با ارباه فرود واقعی دارد، ساخته شده و سیستم‌های اندازه‌گیر و سیستم‌های جمع‌آوری اطلاعات به آن متصل می‌شود. سپس در محل ارباه فرود در زیر هواپیما نصب می‌شود. سپس حالات متفاوت فرود با آن آزمایش شده و به وسیله سیستم‌های اندازه‌گیر نتایج تست استخراج و مورد تجزیه و تحلیل قرار داده می‌شود. شاید بتوان گفت که هیچ روشی به مانند این شیوه دقیق و مؤثر نخواهد بود. اما هزینه بالای این عمل انجام آن را مشکل ساخته است.

در روش دیگری از تست‌های تجربی از آزمایشی به نام دراپ تست (drop test) استفاده می‌شود. در این روش نیز، در آزمایشگاه شرایط فرود بر روی یک ارباه فرود واقعی شبیه‌سازی شده و نتایج آن با استفاده از حسگرهای اندازه‌گیر شتاب، جابجایی و سرعت و نیرو استخراج می‌شود [۷].



شکل (۹): سیستم‌های تست مکانیکی ارباه فرود کانویر ۹۹۰ [۱۳]

این معادله و یا معادلات حاکم بیانگر حل معادله اساسی شبیه‌سازی دینامیکی سیستم خواهد بود.



شکل (۸): شبیه سازی دو درجه آزادی [۶]

۱۱- شبیه سازی دو درجه آزادی

در این حالت ارباه فرود به صورت شکل (۸) شبیه سازی می‌شود که m_2 و k_2 و c_2 بیانگر جرم هواپیما و خاصیت ارتجاعی و میرایی جاذب ارتعاش می‌باشند. m_1 جایگزین جرم ارباه فرود، تاپر و متعلقات آن و k_1 به عنوان خاصیت ارتجاعی تاپر می‌باشد. معادلات دینامیکی حاکم بر این سیستم به صورت زیر استخراج می‌شوند:

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{x}_1 + k_1 x_1 - k_2 (x_2 - x_1) - c (\dot{x}_2 - \dot{x}_1) &= 0 \\ m_2 \ddot{x}_2 + k_2 (x_2 - x_1) + c (\dot{x}_2 - \dot{x}_1) &= 0 \end{aligned} \quad (13)$$

x_1 : جابجایی ارباه فرود

x_2 : جابجایی بدنه هواپیما

\dot{x}_1 : سرعت عمودی ارباه فرود

\dot{x}_2 : سرعت عمودی بدنه هواپیما

دو معادله فوق به صورت ماتریسی به شکل زیر نوشته می‌شوند. ماتریس‌های جرم، سختی و میرایی مشخص شده‌اند.

$$\begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{x}_2 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} c & -c \\ -c & c \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} k_1 + k_2 & -k_2 \\ -k_2 & k_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (14)$$

جرم ارابه فرودها با یک فنر و دمپر به بدنه هواپیما یعنی جرم کل متصل شده است. جرم تایرها با یک درجه آزادی x_1, x_2, x_3 نشان داده شده است که سه درجه آزادی را تشکیل می‌دهند. جرم هواپیما نیز دارای سه درجه آزادی می باشد. این درجات آزادی عبارتند از حرکت در جهت محور X (بالا و پایین شدن هواپیما)، دوران حول محور طولی هواپیما Y (حرکت رول) و دوران حول محور عرضی هواپیما Z (حرکت پیچ). با استفاده از روش نیوتن معادلات ارتعاشی به صورت زیر بدست می آیند:

$$m_1 \ddot{x}_1 + k_1 x_1 + k_4 (x_1 + L\beta - x) + c_1 (\dot{x}_1 + L\dot{\beta} - \dot{x}) = 0 \quad (15)$$

$$m_2 \ddot{x}_2 + k_2 x_2 + k_5 (x_2 - L'\beta - r\theta - x) + c_2 (\dot{x}_2 - L'\dot{\beta} - r\dot{\theta} - \dot{x}) = 0$$

$$m_3 \ddot{x}_3 + k_3 x_3 + k_6 (x_3 - L'\beta + r\theta - x) + c_3 (\dot{x}_3 + r\dot{\theta} - L'\dot{\beta} - \dot{x}) = 0$$

$$M\ddot{x} - k_4 (x_1 + L\beta - x) - c_1 (\dot{x}_1 + L\dot{\beta} - \dot{x}) - k_5 (x_2 - L'\beta - r\theta - x) - c_2 (\dot{x}_2 - L'\dot{\beta} - r\dot{\theta} - \dot{x}) - k_6 (x_3 - L'\beta - x + r\theta) - c_3 (\dot{x}_3 + r\dot{\theta} - L'\dot{\beta} - \dot{x}) = 0$$

$$\sum M_y = I_y \ddot{\theta}$$

$$-c_2 (\dot{x}_2 - L'\dot{\beta} - r\dot{\theta} - \dot{x}) r - k_5 (x_2 - L'\beta - r\theta - x) r + c_3 (\dot{x}_3 + r\dot{\theta} - L'\dot{\beta} - \dot{x}) r + k_6 (x_3 - L'\beta - x + r\theta) r + I_y \ddot{\theta} = 0$$

$$\sum M_z = I_z \ddot{\beta}$$

$$-c_2 (\dot{x}_2 - L'\dot{\beta} - r\dot{\theta} - \dot{x}) L' - k_5 (x_2 - L'\beta - r\theta - x) L' - c_3 (\dot{x}_3 + r\dot{\theta} - L'\dot{\beta} - \dot{x}) L' - k_6 (x_3 - L'\beta - x + r\theta) L' + c_1 (\dot{x}_1 + L\dot{\beta} - \dot{x}) L + k_4 (x_1 + L\beta - x) L + I_z \ddot{\beta} = 0$$

$$\sum M_y = I_y \ddot{\theta}$$

$$-c_2 (\dot{x}_2 - L'\dot{\beta} - r\dot{\theta} - \dot{x}) r - k_5 (x_2 - L'\beta - r\theta - x) r + c_3 (\dot{x}_3 + r\dot{\theta} - L'\dot{\beta} - \dot{x}) r + k_6 (x_3 - L'\beta - x + r\theta) r + I_y \ddot{\theta} = 0$$

$$+ I_y \ddot{\theta} = 0$$

$$\sum M_z = I_z \ddot{\beta}$$

$$-c_2 (\dot{x}_2 - L'\dot{\beta} - r\dot{\theta} - \dot{x}) L' - k_5 (x_2 - L'\beta - r\theta - x) L' - c_3 (\dot{x}_3 + r\dot{\theta} - L'\dot{\beta} - \dot{x}) L' - k_6 (x_3 - L'\beta - x + r\theta) L' + c_1 (\dot{x}_1 + L\dot{\beta} - \dot{x}) L + k_4 (x_1 + L\beta - x) L + I_z \ddot{\beta} = 0$$

$$-c_3 (\dot{x}_3 + r\dot{\theta} - L'\dot{\beta} - \dot{x}) L' - k_6 (x_3 - L'\beta - x + r\theta) L' + c_1 (\dot{x}_1 + L\dot{\beta} - \dot{x}) L + k_4 (x_1 + L\beta - x) L + I_z \ddot{\beta} = 0$$

$$+ c_1 (\dot{x}_1 + L\dot{\beta} - \dot{x}) L + k_4 (x_1 + L\beta - x) L + I_z \ddot{\beta} = 0$$

X : جابجائی عمودی بدنه هواپیما

x_1 : جابجایی عمودی ارابه فرود جلویی

x_2 : جابجایی عمودی ارابه فرود اصلی سمت چپ

x_3 : جابجایی عمودی ارابه فرود اصلی سمت راست

\dot{x} : سرعت عمودی بدنه هواپیما

\dot{x}_1 : سرعت عمودی ارابه فرود جلویی

\dot{x}_2 : سرعت عمودی ارابه فرود اصلی سمت چپ

\dot{x}_3 : سرعت عمودی ارابه فرود اصلی سمت راست

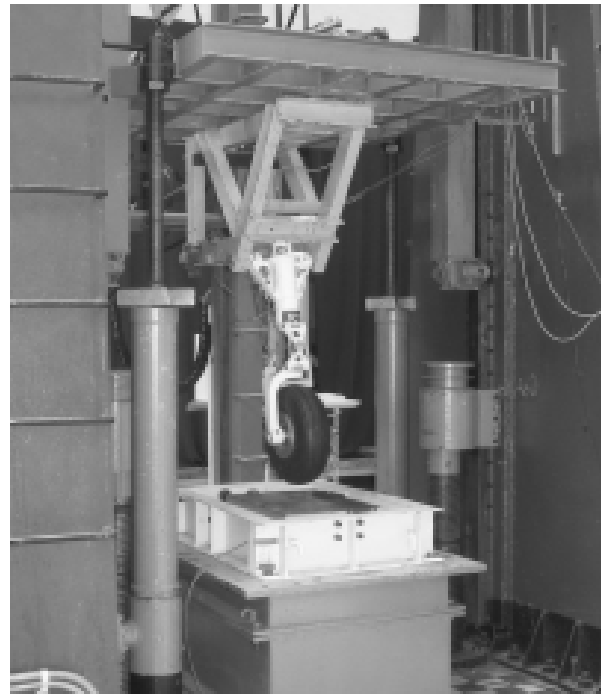
\ddot{x} : شتاب عمودی بدنه هواپیما

\ddot{x}_1 : شتاب عمودی ارابه فرود جلویی

\ddot{x}_2 : شتاب عمودی ارابه فرود اصلی سمت چپ

\ddot{x}_3 : شتاب عمودی ارابه فرود اصلی سمت راست

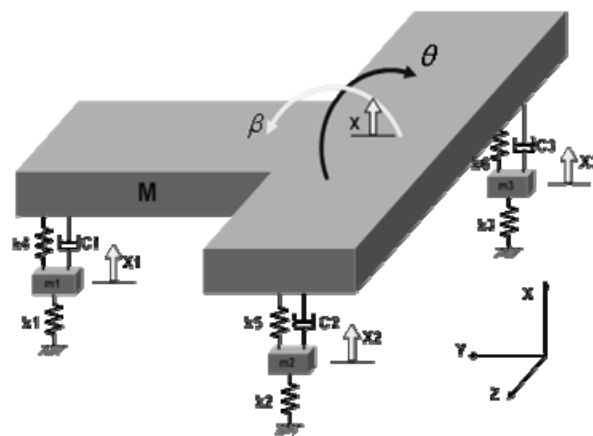
l : فاصله طولی ارابه فرود اصلی از مرکز جرم



شکل (۱۰): آزمایشی دراپ تست [۷]

۱۳- شبیه سازی شش درجه آزادی

نوع دیگر شبیه‌سازی که برای اولین بار در این مقاله ارائه شده است، شبیه‌سازی ۶ درجه آزادی است که در شکل (۱۱) مشاهده می‌کنید. در این حالت جرم M به عنوان بدنه هواپیما در نظر گرفته شده است. m_1, m_2, m_3 جرم های ارابه فرود اصلی و دماغه هستند. قابلیت ارتجاعی جاذب ارتعاش (هوای موجود در سیلندر) با فنرهای k_4, k_5, k_6 شبیه سازی شده است. همین طور میرایی جاذب ارتعاش (روغن موجود در سیلندر) با دمپرهای c_1, c_2, c_3 شبیه‌سازی شده است. فنرهای k_1, k_2, k_3 سختی تایر را نشان می‌دهند.

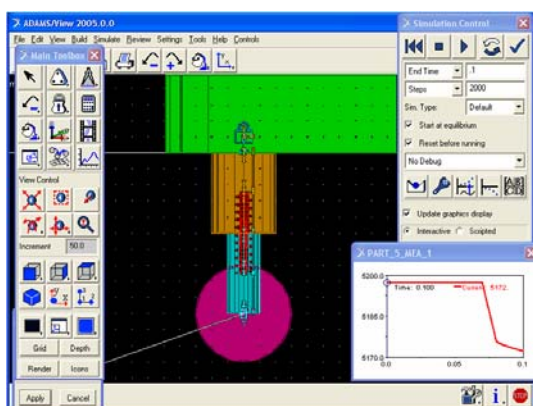


شکل (۱۱): دیاگرام آزاد مدل شش درجه آزادی هواپیما

نیرو، زمان، سرعت، شتاب و گشتاور و ... به راحتی قابل ارائه و استفاده می باشد.

۱۸- مدل سازی هواپیما در ADAMS

برای شبیه سازی فرود هواپیما روش های مختلفی وجود دارد. در بعضی منابع هواپیما را به طور کامل و در بعضی با مدل سازی اربابه فرود شبیه سازی فرود انجام می پذیرد [۱۱, ۱۲].

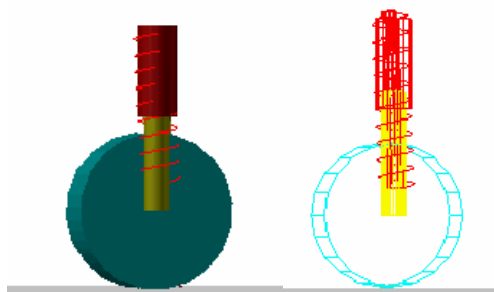


شکل (۱۲): نمایی از مدل ساخته شده در نرم افزار ADAMS View 2005

در این پروژه ابتدا هواپیما را به طور کامل (همراه با ارباهای فرود) در نرم افزار مدل سازی کرده و سپس در شرایط مختلف فرود و تاکسی قرار داده و شبیه سازی و اجرا می کنیم.

با توجه به اینکه ما در این پروژه فقط قصد تحلیل دینامیکی ارتعاشاتی را داریم و اثرات ناشی از وجود جاذب ارتعاش را بر روی بدنه هواپیما در حالت های مختلف فرود و تاکسی بررسی می کنیم، تحلیل با ساده سازی به عمل آمده، انجام می شود.

برای ساختن مدل ابتدا یک حجم مثلثی شکل به عنوان بدنه هواپیما در نرم افزار کشیده می شود. وزن هواپیما و ممان های اینرسی مطابق اطلاعات آورده شده در قسمت پیوست در مرکز جرم مثلث وارد می شود.



شکل (۱۳): مدل اربابه فرود در نرم افزار ADAMS

l' : فاصله طولی اربابه فرود دماغه از مرکز جرم

r : فاصله عرضی اربابه فرود اصلی از مرکز جرم

β : دوران حول محور طولی هواپیما Y (حرکت رول)

θ : دوران حول محور عرضی هواپیما Z (حرکت پیچ)

این معادلات را می توان به صورت ماتریسی زیر نشان داد:

$$[M] [\ddot{X}] + [C] [\dot{X}] + [K] [X] = [F] \quad (۱۶)$$

۱۴- حل معادلات دینامیکی

به منظور حل معادلات، ابتدا معادلات دیفرانسیل بدست آمده در قسمت قبل به معادلات فضای حالت انتقال می یابد.

۱۵- حل معادلات فضای حالت

شش معادله دیفرانسیل اولیه در قسمت قبل به ۱۲ معادله فضای حالت تبدیل گردید. در این حالت به دلیل تعداد زیاد معادلات امکان حل دستی وجود ندارد. اما با استفاده از نرم افزارهای ریاضی موجود می توان معادلات را حل نمود [۱۴]. در این مرحله با توجه به تنوع و کاربردهای مختلف نرم افزارهای فنی مهندسی و ایجاد بسته های جانبی جدید در این نرم افزارها، چندین روش برای حل معادلات وجود داشت.

۱۶- حل معادلات با استفاده از Function نرم افزار

MATLAB

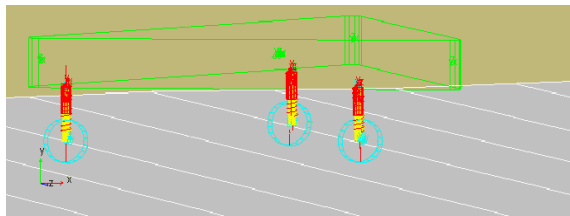
در قسمت FUNCTION شش معادله دینامیکی فرود، متغیرها و نیروهای وارده در برنامه نوشته می شود. در برنامه MATLAB مقادیر ماتریس های $[k]$ ، $[c]$ و $[m]$ معادلات فضای حالت و نیروهای وارد شده به سه اربابه فرود آورده شده است. با اجرای برنامه سرعت عمودی مرکز جرم و موقعیت عمودی هواپیما به دست می آیند. نتایج برنامه در انتهای مقاله با نتایج حالت شبیه سازی نرم افزاری مقایسه شده است.

۱۷- شبیه سازی به وسیله نرم افزار ADAMS

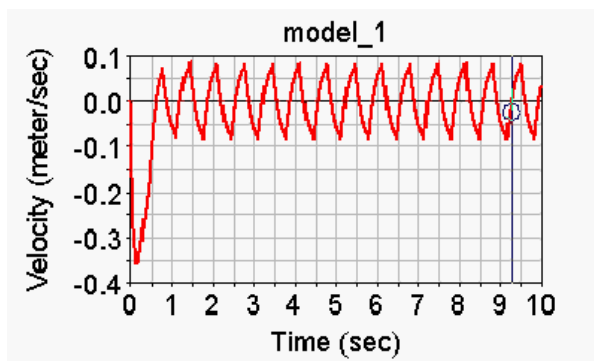
نرم افزار ADAMS یکی از قویترین نرم افزارها در زمینه تحلیل سیستم های دینامیکی می باشد، که در این پروژه از آن استفاده شد. ADAMS قابلیت مدل سازی و شبیه سازی مکانیزم ها و حرکت اجزاء مختلف مدل را دارد. همینطور امکان انجام تحلیل دینامیکی مدل نیز می باشد. نتایج تحلیل هم به صورت نمودار بر حسب متغیرهای

۲۰- شبیه سازی حالت تاکسی

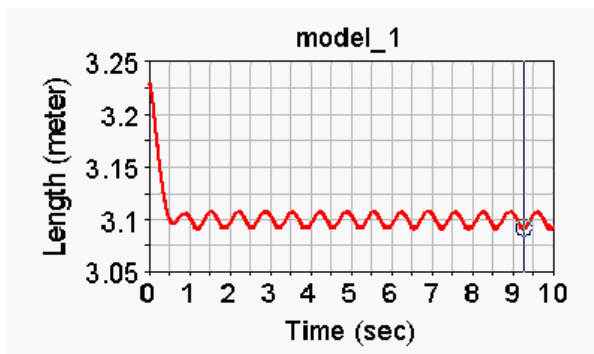
منظور از تاکسی حرکت هواپیما بر روی باند فرودگاه می باشد. هدف از این شبیه سازی بررسی اثرات ناشی از پستی و بلندی های باند فرودگاه بر روی بدنه هواپیما حین حرکت می باشد. حالت استاندارد تاکسی در استاندارد MIL باند سینوسی با دامنه ۱ اینچ و فرکانس ۱/۵ هرتز می باشد. قسمت باند این شبیه سازی در نرم افزار Solid works مدل سازی شده و به نرم افزار ADAMS منتقل شده است.



شکل (۱۵): شبیه سازی تاکسی روی باند سینوسی



شکل (۱۶): نمودار سرعت مرکز ثقل هواپیما بر حسب زمان در حالت تاکسی روی باند سینوسی



شکل (۱۷): نمودار جابجایی مرکز ثقل هواپیما بر حسب زمان در حالت تاکسی روی باند سینوسی

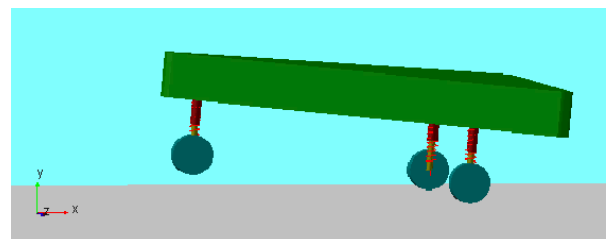
برای مدل سازی ارابه های فرود، دو استوانه رسم می شود. استوانه بزرگ تر به عنوان ستون اصلی یا بدنه Strut می باشد. و استوانه کوچک تر به عنوان پیستون و قسمت پائینی ارابه فرود رسم شود. پیستون امکان حرکت در داخل ستون اصلی ارابه فرود را دارد. برای شبیه سازی روغن و گاز درون جاذب ارتعاش از یک فنر که معادل مقدار سختی گاز و مقدار ضریب میرایی روغن درون سیلندر می باشد، استفاده می شود. فنر رسم شده کار یک فنر و دمپر را انجام می دهد. قسمت بالایی فنر به ستون اصلی و قسمت پائینی به پیستون متصل می شود. این اتصال امکان حرکت پیستون در داخل ستون اصلی را در حالت های فشرده شدن فنر را می دهد.

در قسمت پائینی پیستون چرخ ارابه فرود مدل سازی می شود. تمام اطلاعات شامل ابعاد و اندازه های هندسی و مشخصات فیزیکی و مکانیکی قطعات مختلف بر حسب اطلاعات موجود از هواپیمای مورد بررسی، در نرم افزار وارد شده است. ارابه فرودهای کشیده شده مطابق فاصله عرضی و طولی از یکدیگر و مرکز ثقل هواپیما در نقاط معین شده متصل می گردند. از این مدل به دست آمده برای شبیه سازی در حالت مختلف فرود و تاکسی استفاده می شود.

۱۹- شبیه سازی فرود با دو چرخ

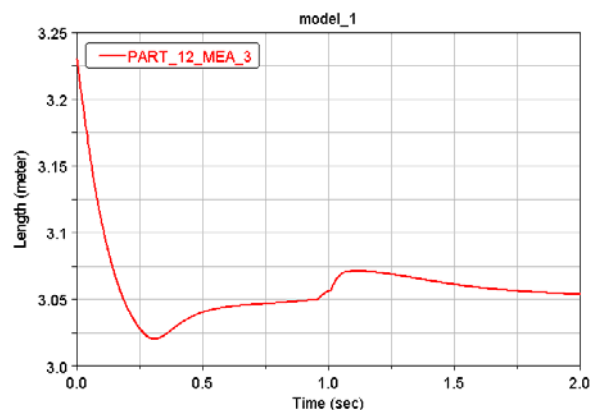
فرود با دو چرخ متداول ترین حالت فرود این هواپیما می باشد. هواپیما ابتدا با دو چرخ اصلی (عقب) خود با زمین برخورد می کند و سپس چرخ جلویی با نیروی کمتری به زمین برخورد می کند. زاویه فرود هواپیما طبق استاندارد ۵ درجه می باشد که در شکل (۱۴) مشاهده می شود [۱۵].

برای فرود هواپیما دو سرعت به آن داده می شود که در قسمت general motion وارد می شود. سرعت افقی ۱۰۰ m/s و سرعت عمودی ۳ m/s می باشد. کلیه سرعت ها به مرکز جرم وارد می شود. نتایج حاصل از این حالت در نمودارهای ۱۶ و ۱۷ و ۱۸ نشان داده شده است. نمودارهای نشان داده شده به ترتیب مربوط به جابجایی، سرعت و شتاب بر اساس زمان می باشد.

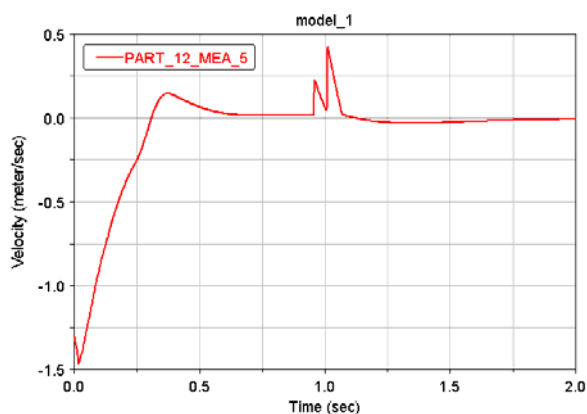


شکل (۱۴): شبیه سازی فرود با دو چرخ

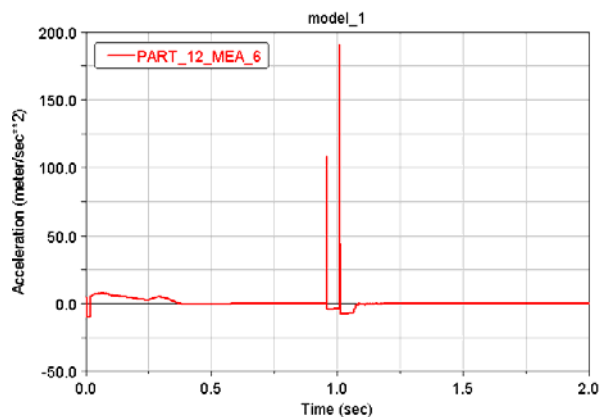
عبور می‌کند. در دو مرحله تغییرات جابجایی روی نمودارهای خروجی مشاهده می‌شود که مرحله اول به خاطر عبور چرخ جلو و مرحله دوم به خاطر عبور چرخ عقب از روی مانع می‌باشد. نتایج این شبیه‌سازی مطابق نمودارهای ۲۰ و ۲۱ و ۲۲ می‌باشد:



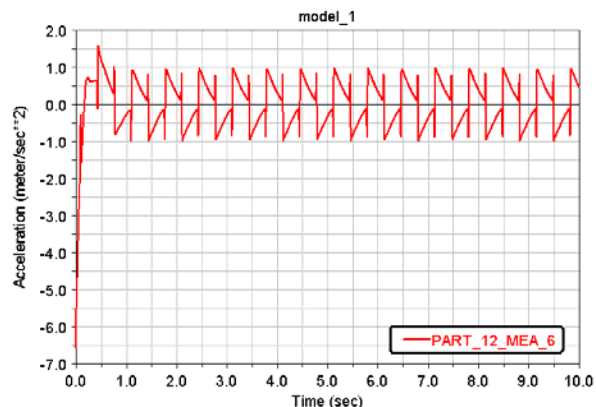
شکل (۲۰): نمودار سرعت مرکز ثقل هواپیما بر حسب زمان در حالت فرود با دو چرخ و حرکت بر روی مانع



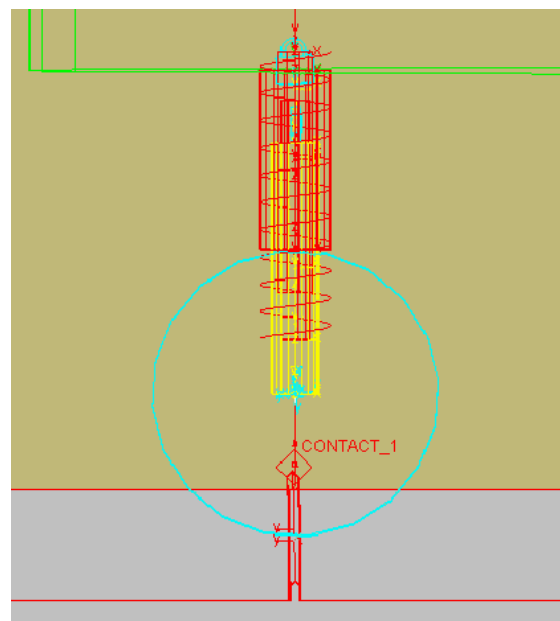
شکل (۲۱): نمودار جابجایی مرکز ثقل هواپیما بر حسب زمان در حالت فرود با دو چرخ و حرکت بر روی مانع



شکل (۲۲): نمودار شتاب مرکز ثقل هواپیما بر حسب زمان در حالت فرود با دو چرخ و حرکت بر روی مانع



شکل (۱۸): نمودار شتاب مرکز ثقل هواپیما بر حسب زمان در حالت تاکسی روی باند سینوسی



شکل (۱۹): شبیه‌سازی حرکت بر روی مانع

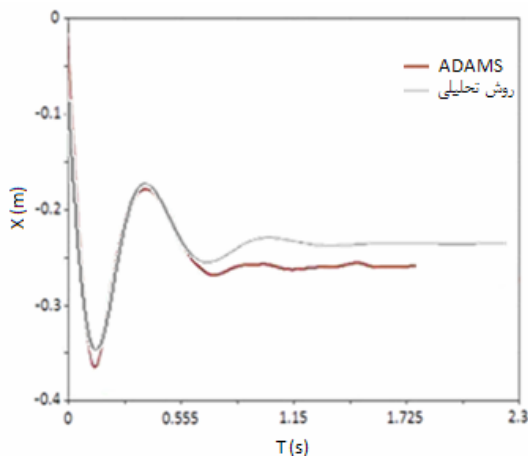
مدل سینوسی توسط spline کشیده شده و با فرمت stf ذخیره گردیده است. مدل solid به شکل parasolid وارد نرم افزار شده است. مدل با دقت ۰/۰۱ واحد یعنی یک سانتی متر کشیده شده است. نمودارهای جابجایی و سرعت بر حسب زمان در قسمت ذیل آورده شده است:

۲۱- شبیه‌سازی فرود با دو چرخ و سپس حرکت از روی مانع

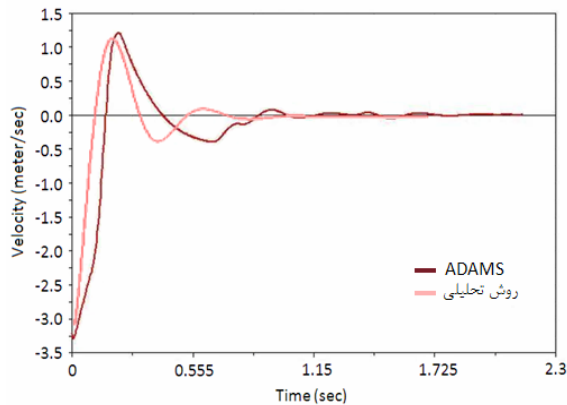
حرکت از روی مانع هم یکی از حالات استاندارد MIL می‌باشد که جز موارد تحلیلی در این پروژه می‌باشد. در این حالت ابتدا هواپیما روی زمین صاف حرکت کرده و سپس از روی مانع با ارتفاع ۱ اینچ

۲۲- نتیجه گیری

این روش شبیه به یک روش پایه‌ای و کلی می‌باشد که قابلیت تغییر و استفاده در هواپیماهای گوناگون را داراست. به دلیل ساده بودن روش و استفاده از نرم افزارهای کامپیوتری برای حل معادلات، می‌توان تنها با تغییر در شرایط اولیه و پارامترهای مربوط (مثل جرم، سختی، میرایی و ...) و با صرف زمان کم از آن استفاده نمود.



شکل (۲۳): پاسخ جابجایی مرکز ثقل هواپیما نسبت به زمان، مقایسه روش تحلیلی و ADAMS



شکل (۲۴): پاسخ سرعت مرکز ثقل هواپیما نسبت به زمان، مقایسه روش تحلیلی و ADAMS

جدول (۱): مقایسه نتایج نمودارهای جابجایی

نوع روش	ماکزیمم تغییرات دامنه (cm)	درصد خطای ماکزیمم تغییرات	زمان پایان نوسان (S)	مقدار جابجایی نهایی (cm)	درصد خطا
روش تحلیلی	34.5		2.12	22	% 14.3
ADAMS	36.5	% 5	1.96	25.7	% 8.1

با توجه به موارد و مطالبی که در بخش‌های قبل درباره ارابه فرود به آنها اشاره شد، می‌توان گفت در این مقاله اطلاعات جامعی از تحلیل دینامیکی ارتعاشاتی ارابه فرود هواپیما ارائه شده است. در این مقاله از دو روش کاملاً مجزا استفاده شد و در نهایت نتایج حاصل از دو روش در جداول (۱ و ۲) مقایسه می‌شود. در هر دو روش با توجه به پیچیدگی زیاد مسئله و نبود سابقه کافی از انجام تحلیل دینامیکی فرود هواپیما و عدم دسترسی به اطلاعات محرمانه نظامی، سعی شد با ساده سازی مسئله به نتایج قابل قبولی دست یابیم.

با توجه به متفاوت بودن دو روش از ابتدای کار، مقایسه نتایج و کنترل جواب‌ها با یکدیگر می‌تواند به تایید روش‌های حل مسئله کمک کند. ضمناً به علت نبود امکان تست‌های تجربی در این مقاله، تنها از چند مقدار تجربی موجود برای تایید نتایج استفاده شده است.

در این بخش به مقایسه نتایج دو روش فوق پرداخته می‌شود. شکل (۲۳) مقایسه نمودارهای جابجایی مرکز ثقل هواپیما بر حسب زمان از دو روش تحلیلی و ADAMS می‌باشد. همچنین شکل (۲۴) مقایسه نمودارهای سرعت مرکز ثقل هواپیما بر حسب زمان از دو روش فوق می‌باشد. بنابر نتایج تجربی، جابجایی نهایی جاذب ارتعاش برابر با ۲۴ سانتی متر می‌باشد که نسبت به روش تحلیلی و شبیه سازی نرم افزار ADAMS به ترتیب دارای ۹ و ۶ درصد خطا می‌باشد. زمان شروع نوسان تا میرایی کامل هم حدود ۲ ثانیه می‌باشد که نسبت به روش تحلیلی و روش شبیه سازی نرم افزاری به ترتیب ۵/۶ و ۲/۱ درصد خطا وجود دارد.

نتایج بدست آمده از دو روش حل در جدول‌های (۱ و ۲) مقایسه شده است. درصد خطاهای نوشته در جداول، مربوط به خطای روش تحلیلی نسبت به روش ADAMS می‌باشد. یکی از اختلافات موجود، مربوط به زمان پایان نوسان می‌باشد. زمان پایان نوسان نمودارهای سرعت و جابجایی در روش ADAMS کوتاه‌تر است و علت آن وجود اصطکاک و ضرایب میرایی قطعات و اتصالات مدل طراحی شده در نرم افزار می‌باشد که به صورت خودکار توسط نرم افزار در نظر گرفته می‌شود و امکان مدل‌سازی آنها در روش تحلیلی مقدور نمی‌باشد.

با توجه به مسائل مطرح شده، شبیه سازی ۶ درجه آزادی هواپیما به عنوان روش قابل قبولی در شبیه سازی هواپیما بیان شده است که می‌تواند در پروژه‌های دیگر نیز از آن استفاده شده و بخش‌هایی از آن که به علت ساده سازی و وجود خطاهای احتمالی که در این مقاله مغفول مانده به عنوان پیشنهادی برای تکمیل طرح، مطرح می‌گردد.

جدول (۲): مقایسه نتایج نمودارهای سرعت

نوع روش	ماکزیمم تغییرات دامنه (m/s)	درصد خطای ماکزیمم تغییرات	زمان پایان نوسان (S)	درصد خطا
روش تحلیلی	1.15	% 5.7	2.25	% 4.2
ADAMS	1.22		2.16	

- [7] G. Mikulowski, J. Holnicki-Szulc, "Adaptive Aircraft Shock Absorbers", Institute of Fundamental Technological Research Świętokrzyska 21, 2003.
- [8] H. Zhang, J. Ning, and O. Schmelzer, "Integrated Landing Gear System Retraction/Extension Analysis Using ADAMS", Canada.
- [9] N. J. Lindsley, B. Nitin, "A Tire Model for Air Vehicle Landing Gear Dynamics", Air Force Research Laboratory 1 and Mechanical Dynamics, Inc. 2.

[۱۰] جزوه تحلیل دینامیکی ارابه فرود، صنایع هواپیما سازی اصفهان، ۱۳۸۵.

- [11] O.NOEL-Messier-Dowty SA, "Use of ADAMS in dynamic simulation of landing gear retraction and extension", Velizy, France.
- [12] H.Vinayak, "Pitch Plane simulation of Aircraft Landing gear using ADAMS". Lead Analytical Development Engineer, 1998.
- [13] F. Carter John, J. Nagy Christopher, "the NASA Landing Gear Test Airplane", NASA Dryden Flight Research Center, Technical Memorandum 4703 June 1995.
- [14] 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.
- [15] MIL_A_0088628 (USAF), 1971

۲۳- مراجع

- [۱] ا. زنبیل باف، "طراحی ارابه فرود هواپیما"، پایان نامه جهت اخذ درجه کارشناسی، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ۱۳۷۸.
- [2] N. S.Currey., "Aircraft Landing Gear Design: Priciples and Practices" AIAA education Series, 1988.
- [۳] م. هاشم صدرایی، "طراحی هواپیما"، دانشگاه امام حسین (ع)، ۱۳۷۶.
- [4] J. Roskam, "Airplane Design, Layout design of landing gear and systems", Part VI, 1989.
- [5] N. Daniels James, "A Method for Landing Gear Modeling and Simulation With Experimental Validation", George Washington University, Joint Institute for the Advancement of Flight Sciences, NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, 1996.
- [۶] شمس آبادی، "طراحی ارابه فرود هواپیما"، مرکز سپهر، ۱۳۷۵.