بسم الله الرحمن الرحيم

٤٩١٢
٦٠٤ طدس دارد

٣٨٨٨٧

دانشگاه تربیت مدرس

دانشکده فنی و مهندسی

015526

عنوان:

تحلیل پارامتریک سیستم ضربه‌گیر چرخ دماغه یک جنگنده سبک

پایان نامه کارشناسی ارشد

مکانیک- هوافضا

نگارش:

علی‌اکبر کوئینی

استاد راهنما :

دکتر محمد رضا قضاوی

تابستان ۸۰

۳۸۸۸۷

دانشگاه تربیت مدرس

تاییدیه هیات داوران

آقای علی‌اکبر کوثینی پایان‌نامه ۶ واحدی خود را با عنوان تحلیل پارامتریک سیستم ضربه‌گیر چرخ دماغه یک جنگنده سبک در تاریخ ۸۰/۶/۱۸ ارائه کردند. اعضای هیات داوران نسخه نهائی این پایان‌نامه را از نظر فرم و محتوی تایید و پذیرش آنرا برای تکمیل درجه کارشناسی ارشد رشته مهندسی مکانیک با گرایش هوافضا پیشنهاد می‌کنند.

اعضای هیات داوران	نام و نام خانوادگی	امضاء
۱ـ استاد راهنما :	آقای دکتر قضاوی	
۲ـ استاد مشاور :	ـــــ	
۳ـ استادان ممتحن :	آقای دکتر مقدم	
	آقای دکتر میرزایی	
	آقای دکتر مانی	
۴ـ مدیر گروه : (یا نمایندهٔ گروه تخصصی)	آقای دکتر قدیری	

این نسخه به عنوان نسخه نهایی پایان‌نامه/رساله مورد تأیید است.

امضای استاد راهنما:

بسمه تعالی

آیین‌نامهٔ چاپ پایان‌نامه (رساله)های دانشجویان دانشگاه تربیت مدرّس

نظر به اینکه چاپ و انتشار پایان‌نامه (رساله)های تحصیلی دانشجویان دانشگاه تربیت مدرّس، مبیّن بخشی از فعالیتهای علمی - پژوهشی دانشگاه است بنابراین به منظور آگاهی و رعایت حقوق دانشگاه، دانش‌آموختگان این دانشگاه نسبت به رعایت موارد ذیل متعهد می‌شوند:

مادّهٔ ۱ در صورت اقدام به چاپ پایان‌نامه (رساله)ی خود، مراتب را قبلاً به طور کتبی به «دفتر نشر آثار علمی» دانشگاه اطلاع دهد.

مادّهٔ ۲ در صفحهٔ سوم کتاب (پس از برگ شناسنامه)، عبارت ذیل را چاپ کند:

«کتاب حاضر، حاصل پایان‌نامهٔ کارشناسی ارشد/رسالهٔ دکتری نگارنده در رشتهٔ ..... است که در سال ..... در دانشکدهٔ ..... دانشگاه تربیت مدرّس به راهنمایی سرکار خانم/جناب آقای دکتر ..... ، مشاورهٔ سرکار خانم/جناب آقای دکتر ..... و مشاورهٔ سرکار خانم/جناب آقای دکتر ..... از آن دفاع شده است.»

مادّهٔ ۳ به منظور جبران بخشی از هزینه‌های انتشارات دانشگاه، تعداد یک درصد شمارگان کتاب (در هر نوبت چاپ) را به «دفتر نشر آثار علمی» دانشگاه اهدا کند. دانشگاه می‌تواند مازاد نیاز خود را به نفع مرکز نشر در معرض فروش قرار دهد.

مادّهٔ ۴ در صورت عدم رعایت مادّهٔ ۳، ۵۰٪ بهای شمارگان چاپ‌شده را به عنوان خسارت به دانشگاه تربیت مدرّس، تأدیه کند.

مادّهٔ ۵ دانشجو تعهد و قبول می‌کند در صورت خودداری از پرداخت بهای خسارت، دانشگاه می‌تواند خسارت مذکور را از طریق مراجع قضایی مطالبه و وصول کند؛ به علاوه به دانشگاه حق می‌دهد به منظور استیفای حقوق خود، از طریق دادگاه، معادل وجه مذکور در مادّهٔ ۴ را از محلّ توقیف کتابهای عرضه‌شدهٔ نگارنده برای فروش، تأمین نماید.

مادّهٔ ۶ اینجانب ..... دانشجوی رشته ..... مقطع ..... تعهد فوق و ضمانت اجرایی آن را قبول کرده، به آن ملتزم می‌شوم.

نام و نام‌خانوادگی:

تاریخ و امضا:

تقدیم:

به پیشگاه مقدس آقا امام زمان (عج) وخانوادهای معظم شهدا که عزیزان خود را فدای کشور عزیزمان نمودند و همچنین به خانواده محترمم که با صبر شکیبایی و تشویق مستمر، انجام این کار را آسان نمودند.

علی اکبر کوئینی

تیر ۸۰

تقدیر و تشکر :

از زحمات بی‌دریغ استاد گرامی خود جناب آقای دکتر محمد رضا قضاوی کمال تشـــکر و قدردانی را دارم و همچنین از تمام عزیزانی که درگرداوری این مجموعه ما را یاری نموده‌اند بسیار متشکرم . از جمله این دوستان : مهندس شمس‌ابادی از شرکت پراور پارس، مهندس حسین معصومی، مهندس صفرعلی خطیر، مصرقانی، چرخچیها و نور مشرفی...

علی‌اکبر کوئینی

تیر ۸۰

چکیده:

در ارابه فرود ضربه گیر برای خنثی کردن ضربات وارده هنگام فرود و بلند شدن استفاده می شود . اکثرهواپیماها فرودشان به صورت افقی نیست بلکه تحت زاویه خاصی این عمل را انجام می دهند. وقتی هواپیما با زاویه به باند فرود نزدیک شد، ابتداچرخهای عقب و سپس چرخهای جلو را به باند می زند.بنابراین با مدل کردن چرخ جلو به صورت جرم ،فنر و ضربه گیر ، ابتدا سیستم به صورت یک درجه آزادی مدل می شود.منحنی های جابجایی،سرعت و شتاب بر حسب زمان رسم می گردد.با استفاده از شرایط بحرانی و حدی وبا روش سعی وخطا ضرایب سختی و میرایی ارابه فرود بدست می آید.پس از این مرحله لاستیک نیز به صورت یک فنر به مدل قبلی اضافه می‌شود و سپس تحلیل به صورت دو درجه آزادی ادامه می یابد . با سعی و خطا ضرایب سختی لاستیک و ارابه فرود و همچنین ضریب میرایی تصحیح می گردد. برای نشان دادن اثر ضربه وارده به چرخ جلو بر روی چرخهای عقب و نحوه چرخش هواپیما حول مرکز ثقل به صورت پنج درجه آزادی سیستم تحلیل دینامیکی می شود و ضرایب بالا بهینه می‌گردد.

واژه های کلیدی :

« ارابه فرود »،«ضربه گیر»،« باند فرود »،« ضریب »،« سختی»،« بلند شدن »

فهرست عناوین

عنوان **صفحه**

مقدمه ۱

فصل اول :

۱- اجزاء اصلی ارابه فرود و انواع آن در هواپیماهای مختلف ۸

(۱- ۱)- تایر و چرخ ۱۴

(۱-۲)- ترمز ۱۹

(۱-۲-۱)- انواع ترمز ۱۹

(۱-۲-۲)- محاسبه گشتاور انواع ترمز و محاسبه نیروی اعمال شده به سیستم ضربه‌گیر چرخ دماغه یک جنگنده سبک (F-5)در اثر گشتاور ترمز ۲۲

(۱-۳) – سیستم ضربه گیر ۲۳

فصل دوم :

۲- بار گذاری روی چرخهای اصلی ۳۲

(۲-۱)- نیروهای استاتیکی ۳۳

(۲-۲)- نیروهای دینامیکی ۳۵

فصل سوم

۳- تحلیل فرود یک هواپیما ی جنگنده سبک (F-5) ۴۳

(۳-۱)- محاسبه نیروی اصطکاک در اثر فرود ۴۴

(۳-۲)- محاسبه سرعت نزولی جنگنده سبک F-5 در هنگام فرود ۴۵

(۳-۳)- محاسبه شتاب خطی عمودی و شتاب زاویه ای چرخ جلو در هنگام فرود غیر افقی ۴۵

(۳-۴) - محاسبه تغییر زاویه دم افقی وهمچنین مسافت فرود باحفظ زاویه فرود ۴۹

(۳-۵)- محاسبه نیروی ضربه ای دینامیکی روی چرخ جلو در حالت غیر افقی ۵۲

فصل چهارم

۴- تحلیل ارتعاشی در اثر اعمال نیروی ضربه ای به چرخ جلو در هنگام فرود غیر افقی ۵۴

(۴-۱)- تحلیل دینامیکی یک درجه آزادی ۵۵

(۴-۲) - تحلیل دینامیکی دو درجه آزادی ۵۹

(۴-۳)- تست عملی سیستم ضربه گیر ومقایسه نتایج آن با روش تئوری ۶۵

(۴-۴)- تحلیل دینامیکی پنج درجه آزادی ۷۰

نظرات و پیشنهادات ۸۱

فهرست مراجع ۸۶

واژه نامه ۸۸

مقدمه

مقدمه :

یکی از قسمت های مهم هر هواپیما ارابه فرود آن می باشد . که برای حفظ ثبات هواپیما بر روی زمین در سه موقعیت فرود آمدن ، برخاستن و در حالت توقف و حرکت روی باند فرود طراحی شده است . ارابه فرود شامل ضربه گیر ، مکانیزم جمع شوندگی ، چرخ ، لاستیک و سیستم ترمز می باشد که حدود ۳/۲ تا ۷ درصد وزن هواپیما و حدود ۲ تا ۴ درصد از قیمت پایه هواپیما را شامل می شود.[۱]

ساده ترین و اولین ارابه فرودی که مورد استفاده قرار گرفت ، پاهای انسان بود . این قدیمی ترین طرح برای شروع موفق نیز بوده است . پس از آن برادران رایت[1] با یک ارابه فرود که برای شروع ، یک طرح اصولی را شامل می شد پرواز کردند . ارابه فرود هواپیمای آنها یک اسکید[2] ثابت بود که فاقد متعلقات ، نظیر فنر ، کمک فنر ، چرخ ، تایر و... بوده است ولی از این نظر که از وسیله دیگری بجای پا استفاده می شد یک اختراع جدید بوده است .[۱]

به زودی پس از پرواز برادران رایت یک هواپیما با ارابه فرود دو چرخه طراحی شد که در این هواپیما از یک اسکید دم استفاده شده است .

1- Rite
2-Skid

در سال ۱۹۱۵ اختراعی توسط یک مهندس انگلیسی به نام تی . اس . دانسون[1] انجام شد که در آن شامل یک کمک فنر پنیوماتیکی روغنی[2] بود که در همان سال و توسط مهندس دیگری از همان کشور بنام برایرلی[3] ارابه فرود با مکانیزم جمع شو نیز طراحی گردید . از همان سال به بعد روند تکامل طراحی ارابه فرود سرعت گرفته و به پیشرفت خود تا ارابه فرود فعلی که بسیار دقیق ، ظریف و پیشرفته می باشند ، ادامه داده است . [۱]

در سال ۱۹۷۶ ، لادیسا پازمانی[4] تحقیقاتی را در باره طراحی ارابه فرود برای هواپیمای سبک تالیف نمود. در این تحقیق توضیحات کاملی در رابطه با انواع لاستیک و همچنین پارامترهای مهم آن، جداول و کاربردهای انواع آن آمده است. از جمله، محاسبه میزان خوابیدن لاستیک هواپیما تحت بارگذاری و همچنین میزان حداکثر سطح تماس لاستیک با زمین در اثر اعمال بار استاتیکی. سیستم ترمز و وظیفه آن در هواپیما ، انواع ترمز و همچنین محاسبه نیروی ایجاد شده این سیستم در هنگام ترمز می‌باشد. از قسمتهای حائز اهمیت این تحقیق نحوه محاسبه نیروهای وارده به ارابه فرود در یک هواپیمای سه چرخ در انواع فرود می باشد. درهرموردی نیروهای بوجود آمده محاسبه گردیده است.[۱]

میخائیل چون[5] و همکارش یانگ نیو[6] در سال ۱۹۸۸ تحقیقی نمودند که در آن اطلاعات مربوط به ساختمان هواپیما و طراحی آن می‌باشد . در ضمن به موارد زیر اشاره شده است :

۱- نحوه قرار گیری چرخها روی ارابه فرود و تعداد آن به دلیل میزان وزن هواپیما .

۲-انواع سیستم های ضربه گیر .

۳-نحوه آزمایش عملی سیستم ضربه گیر با استفاده از دستگاههای مربوط به این کار.

جان . ای . تانر[7] در سال ۱۹۸۹ تحقیقی را بر روی سیستمهای ارابه فرود هواپیمای PT-37 انجام داده است . در این تحقیق نحوه مدل کردن ارابه فرود توسط جرم ، فنر و ضربه‌گیر آمده است . همچنین در باره نحوه قرار گیری چند چرخ روی یک سازه و اتصال آن به ارابه فرود بحث نموده است و نیز در باره انواع ارابه فرود با سیستم ضربه گیر از انواع تلسکوپی توضیحات مبسوطی بیان نموده است . [۴]

---

[1] -T.S.Dunsun
[2] -Oleo Pneumatically
[3] -Brierley
[4] -L.Pazamany
[5] -Michael Chun
[6] -Yung Niu
[7] -John A Tanner

جپسن سندرسون [1] در سال ۱۹۹۲ تحقیقی در مورد نحوه نگهداری سیستمهای مختلف هواپیما نموده است . که شامل انواع سیستم ضربه گیر در ارابه فرود و همچنین تعمیر و نگهداری این سیستم می‌باشد. بیشترین تاکید وی درمورد سیستم ضربه گیر هیدرولیکی لوله ای بوده است [۶]

در سال ۱۹۷۲ آر.جی .کلایفتون [2] و همکارش تحقیقاتی درمورد آنالیز و عملکرد انواع لاستیک های هواپیما ارائه نموده‌اند . با مطالعه این تحقیق دید کاملتری ازلاستیک های موجود بر روی ارابه فرود هواپیماهای جنگنده گرفته شد .[۷]

در سال ۱۹۵۸ اچ . جی . کانوی [3] در مورد انواع سیستم های ضربه گیر از جمله سیستم ضربه - گیر از نوع تلسکوپی مطالعاتی را انجام داد . او انواع سیستم ضربه گیر چرخ دماغه و سیستم ضربه گیر از نوع تلسکوپی را مورد بررسی قرار داد و همچنین پارامترهای مهم این نوع ضربه گیرها و میزان کارآیی هر نوع را تعیین نمود. [۸]

در سال ۲۰۰۰ گین لویسا قیرینگ هلی [4] بر روی یک سیستم کنترلی نیمه فعال ارابه فرود در صنعت هواپیمایی آزمایشهایی انجام داد و نشان داد این سیستم در مقایسه با سیستم های کاملاً فعال ساده تر و مطمئن تر است . زیرا اساس کار این سیستم کنترلی ایجاد تغییرات خودکار در سطح سوراخهای عبور روغن است . در این مدل یک سیستم کنترلی نیمه فعال برای استفاده در فرود طراحی گردید . این مدل فرود قادر است اثرات فرود را پیش گویی نماید . در نخستین نمونه غیر پروازی از سیستم ضربه گیر کنترلی فعال نتایج تجربی و عددی با استفاده از آزمایش بدست آمد . پاسخها با روش تحلیلی و مدل شده مقایسه گردید . در هر دو روش پاسخها به هم نزدیک بودند و همدیگر را تائید می کردند . سیستم کنترلی نیمه فعال در ارابه فرود می تواند تاثیر به سزائی در عملکرد آن بگذارد . با استفاده از ابزار مناسب برای مدل کردن می توان آنرا به گونه مناسب مدل نمود. آنچه را که در این تحقیق برای ما اهمیت داشت نحوه مدل کردن ارابه فرود بود .[۹]

در سال ۱۹۹۳ آر . واندر والک [5] و همکارش تحقیقاتی در مورد ارابه های فرود عقب هواپیماهای فوکر ۲۸ انجام دادند . در این تحقیق یک مدل دینامیکی برای سیستم ضربه گیر هواپیماهای مذکور فرض کردند . هدف از وجود این مدل بررسی پایداری این سیستم در مدت زمان انجام ماموریتش بود . در ضمن بطور عملی نیز قابل شبیه سازی است . این رفتار دینامیکی زمانی مورد بررسی قرار می گیرد

---

[1] -Jeppesen Sanderson
[2] -R.G.Clifton
[3]-H.G.Conway
[4]-Gian Luca Ghiring Helli
[5]-R.Vander Valk

که یک پیچش میرا کننده نیز طراحی و مدل گردد . پاسخهای بدست آمده از مدل و آزمایش . پایداری سیستم را تائید می کنند .[۱۰]

در سال ۱۹۹۱ ، دی . یاداو[1] و همکارش آر.پی . رامامورددی[2] ارابه فرودی را پس از تماس با باند بطور غیر خطی تحلیل نمود . در این تحلیل ، حرکت دینامیکی ارابه فرود هواپیما با یک لنگر پیچش سنگین ارابه فرود عقب و ارابه فرود چرخ جلو مدل می شود . معادله سیستم متشکل از تاثیر علائم دینامیکی ، نیروهای اصطکاکی و غیر خطی بودن آنها در لاستیک ، فنر هوا و نیروهای میرا شده است . حساسیت در اختلافات پاسخ سیستم در پارامترهای ارابه فرود در تماس با باند هنگام فرود رسیدگی می شود و این اختلافات اصلاح می گردد.[۱۱]

در سال ۱۹۷۰ کاتسو هیکو اوگاتا[3] به تجزیه و تحلیل سیستمهای کنترلی می پردازد و با استفاده از توابع تبدیل سیستمها و با اعمال ورودیهای مختلف ، خروجیهای سیستم را مورد بررسی قرار می دهد و همچنین در مورد پایداری سیستمها روشهایی را ارائه نمود .[۱۲]

در سال ۱۹۹۶ ، بکینگر[4] معادلات حالت را با استفاده از معادله لاگرانژ بدست می‌آورد . این روش در بدست آوردن معادلات حالت هر سیستم کنترلی صادق است از جمله تعیین شتاب زاویه‌ای هواپیما در فرود غیر افقی.[۱۳]

ویلیام تامسون[5] سال ۱۹۸۱ و دکتر منصور نیکخواه بهرامی سال ۱۳۶۹ . مطالعات قابل توجهی در مورد مباحث ارتعاشی و معادلات مربوط به آنها انجام داده‌اند.]۱۹و۱۴[

در سال ۱۹۹۷ ، ادوارد. وی . کامن[6] و همکارش ، در مورد سیگنالها[7] و انواع آن به عنوان ورودی برای یک سیستم کنترلی مطالعاتی را انجام دادند. در این مطالعات انتخاب ورودی مناسب برای توابع تبدیل بدست آمده مورد بحث قرار گرفته است. [۱۵]

کلیه محاسبات آئرودینامیکی در این پایان نامه از دو کتاب : آئرودینامیک برای مهندسان تالیف جان . جی . برتین[8] و همکارش– آئرودینامیک تالیف ال . جی . کلانسی[9] در سال ۱۹۷۵ گرفته شده است . [۱۷و۱۶]

---

[1] -D.Yadav
[2] -R.P.Ramamordy
[3] -Katsuhico Ogata
[4] -Bekinger
[5] -William Thomson
[6] -Edward.W.Kamen
[7] -Signals
[8] -John.J.Bertin
[9] -L.J.Clancy

ویلیام کراباچر[1] در سال ۱۹۹۷ میلادی ، از پارامترهای شماتیک چرخ دماغه هواپیمای T-46 مقادیر عددی و تجربی بدست آورد . بطوریکه لنگرهای پیچشی در چرخ جلو به صورت فنر و ضربه گیر مدل گردید. با اعمال نیرو میزان ضریب سختی و ضریب میرایی به صورت تجربی با استفاده از آزمایش ثبت گردید . [۲۰]

در سال ۱۹۹۶ میلادی با استفاده از دینامومتر[2] آزمایشی توسط انجمن مهندسین هوافضای آمریکا انجام گردید که بواسطه آن نحوه سطح تماس لاستیک هواپیما با باند فرود اندازه گیری می‌شد در این آزمایش نتایج تا اندازه زیادی به واقعیت نزدیک بود . فشار دونقطه از لاستیک اندازه گیری می‌شد. این آزمایش رفتار لاستیک هواپیما را در برخورد با باند نشان می داد . برای نمونه سطح محدب ، کوچکترین سطح برخورد و بیشترین فشار در برخورد معمولی را مشخص می نمود . لازم به توضیح است که این لاستیکها متعلق به هواپیمای جنگنده F-16 می‌باشند . [۲۱]

در سال ۱۹۹۳ میلادی ،یاگر[3] و همکارش جی . توماس[4] مطالعاتی را در مورد لرزش چرخ دماغه هواپیما انجام دادند . خلاصه این مطالعات به قرار زیر است :

با نگاهی عمیق به مطالعات قبلی در مورد لرزش چرخ دماغه هواپیما و رفتار آن در اثر بارهای وارده پاسخ بعضی از آزمایشات مشخص می گردد. همچنین میزان تاثیر فاکتورهای مختلف در این لرزش معلوم می شود .

برنامه مدون توسط NASA برای چرخ دماغه شاتل فضائی و آزمایشات گوناگون روی آن این واقعیت را محقق می کند که بر روی نتایج آزمایشات انجام شده ارزیابی های گوناگون صورت گرفته است و پیشنهادات مختلفی برای طراحی جدید چرخ دماغه وجود دارد . از جمله آن خورشیدی کردن چرخها می باشد . این طرح لرزشها را کمتر می کند .[۲۲]

در سال ۱۹۹۸ میلادی لای . خانح[5] مدل دینامیکی برای تقلیل ارتعاشات فعال در وسایل هوایی ارائه کرد . در این مدل دینامیکی فرض شده است که پروازها دارای تاثیرات یکنواختی بوسیله مزاحمتهای داخلی و خارجی است . نوع مزاحمت داخلی در سطح خمش کنترلی دارای تغییراتی است. این تغییرات شامل مرکز ثقل . فلپها[6] . ارابه فرود یا زاویه حمله بال می باشد . اگرچه هواپیماها همیشه طوری طراحی می شوند که مزاحمتها را کم کنند . تمایل به مقاومت در مقابل مزاحمت می تواند افزایش یابد . این مزاحمتها در عملیات هواپیما خطرناک نیست و ناراحتی جدی برای مسافران ایجاد نمی کند . اما این مزاحمتها با ایجاد ارتعاش فعال بوسیله ژنراتور از بین می روند و توسط کامپیوتر مدل می گردند . [۲۳]

---

[1] -Krabacher,William
[2] -Dynamometer
[3] -Yager
[4] -Thomas.J.
[5] -Ly.Khanh
[6] -Flap

در سال ۱۹۹۶ میلادی ، دانیل[1] و همکارش ان . جیمز[2] یک روش برای مدل کردن ارابه فرود با استفاده از نتایج تجربی معتبر ارائه نمودند . در این روش ارابه فرود به صورت مدل شده و شبیه ساز ارائه گردید . چرخهای عقب هواپیما به صورت غیر خطی مدل شد و تحلیل گردید . این تحلیل برای آزمایشهای دینامیکی و استاتیکی معتبر است . مجذور سرعت عمودی چرخ برابر میرایی است . هندسه خاصی در کاهش ضرایب حاکم است ، تاثیرات اصطکاک ، غیر خطی بودن مدل فنر لاستیک و میرایی آن در این تحلیل لحاظ می شود . با استفاده از امکانات NASA و با استفاده از دستگاه آزمایشی که بر پایه سقوط آزاد کار می کند ،حرکت چرخهای عقب هواپیمای A6 ، که بصورت دینامیکی عمل فرود انجام می گیرد ، مقایسه می شود[۲۴]

در سال ۱۹۹۸ میلادی آر. جی . ام سی گوئر[3] آزمایشهایی بر روی هواپیمای Beech Craft 1900C انجام داد . بطوریکه برای تبدیل یا تغییر موقعیت داخلی این هواپیما ، آن را به صورت واقعی با یک آزمایشگر عمودی ،آزمایش کردند . این آزمایش در فرودگاه بین المللی آتلانتیس در نیوجرسی انجام گردید . اساس آزمایش روی یک هواپیما با بال پائین و ۱۹ مسافر بود ، بطوریکه از ارتفاع 11.2(Ft) با سرعت 26.8(Ft/sec) سقوط آزاد نماید . این آزمایش به منظور اصلاح صندلی مسافران جهت کاهش تکانهای موجود در هنگام فرود هواپیما صورت گرفت .

آنچه که در این مجموعه حاضر مورد توجه قرار گرفته است بدست آوردن اندازه ضربه عمودی چرخ دماغه هواپیما است . به همین منظور هواپیما در لحظه تماس با زمین به صورت پاندول معکوس فرض گردید . از طریق معادلات حالت ، شتاب زاویه ای هواپیما در هنگام چرخش حول محور چرخهای عقب در فرود غیر افقی بدست می آید . با استفاده از شتاب زاویه ای اندازه ضربه در هنگام برخورد چرخ دماغه به سطح باند فرود محاسبه می گردد. پس از آن چرخ دماغه و همچنین چرخهای عقب به صورت جرم ، فنر و ضربه گیر مدل می گردد . معادلات دینامیکی مدل را بدست می آوریم و تحلیل را بصورت خطی انجام می دهیم . در نهایت مدل به صورت پنج درجه آزادی تحلیل می گردد. یعنی اثرات ضربه وارده به چرخ دماغه روی چرخهای عقب و همچنین چرخش حول مرکز ثقل تحلیل می شود . منحنی های جابجایی – زمان ، سرعت – زمان و شتاب زمان هر قسمت رسم می گردد . این منحنی ها باید شرایط بحرانی و حدی را پوشش دهند . با استفاده از روش سعی و خطا توسط برنامه ، پارامترهای طراحی چون ضریب سختی فنر هوا ، ضریب سختی لاستیک و ضریب میرایی سیستم ضربه گیر چرخ دماغه بدست می آید .[۲۶]

---

[1] -Daniel
[2] -James.N.
[3] -MG Guire.R.J