# تحلیل تجربی شوک و تعیین خواص دینامیکی کیسههای هوا

سید علیاصغر حسینی ا

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی دانشگاه خوارزمی (تاریخ دریافت: ۱۳۹۱/۹/۲۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۳/۱۷)

#### چکیدہ

کیسههای هوا در تقلیل ضربه وسایل پرنده از اهمیت بسزایی برخوردارند. وظیفه اصلی آنها این است که با کمترین صدمه سرعت جسم را کم کرده و به صفر برسانند. با توجه به عملکرد حیاتی آنها، در این مقاله دو هدف دنبال میشود. اول آنکه از آزمون رهاسازی استفاده شده تا خواص دینامیکی کیسه هوا (سختی و میرایی) بهصورت تجربی استخراج شود. دوم آنکه با استفاده از اندازه گیریهای انجام شده، طیف پاسخ شوک رسم شده و مقدار شدت شوک اندازه گیری می شود. این دو آزمایش در تحلیل و طراحی مهم می باشد و برای اولین بار است که در این مقاله انجام می پذیرد. برای انجام آزمایشات از دستگاه آزمون رهاسازی استفاده شده و برای مدل سازی، کیسه هوا بهصورت یک سیستم یک درجه آزادی مدل می شود. برای رسم طیف پاسخ شوک از روش های عددی در حل معادلات دیفرانسیل مربوطه استفاده شده است. با به کار گیری این اطلاعات، شوک وارد بر محموله تعیین و محدوده مجاز آن با استفاده از یک معیار تجربی تعیین می شود. نتایج این مقاله نشان می دهد که آزمون رهاسازی روش مهمی در تعیین شدت شوک و استخراج خواص دینامیکی می باشد که قابلیت استفاده در صنایع مختلف به ویژه صنایع هوایی و خوروسازی روش می مربوساد.

**واژههای کلیدی:** کیسه هوا، تحلیل شوک، آزمون رهاسازی

# Experimental Shock Analysis and Determination of Dynamical Properties of Airbags

S.A.A. Hosseini Mechanical Engineering Group, Faculty of Engineering Kharazmi University (Received: 10/December/2012; Accepted: 7/June/2014)

### ABSTRACT

Airbags are very important in reducing the impact on the aircrafts. Their main function is reducing the velocity to zero with the least impact on the vehicle. The aim of current study is two-fold. Firstly, using drop test, dynamical properties (stiffness and damping) of airbags are experimentally found. Secondly, with the suitable measurements, shock response spectrum is plotted to determine the severity of the applied shock in the dropping process. This is an appropriate means in analysis and design of airbags and it is carried out for the first time in the present paper. A drop test apparatus was used for carrying out the experiments, and the airbag in the drop process is modelled as a single degree of freedom model. To determine the shock response spectrum, numerical simulation is applied to solve the differential equation of motion. Using an empirical criterion and shock response spectrum data, critical region of the applied shock is obtained. This study shows that the drop test is an important technique in determining dynamical properties of airbags, and can be useful especially in aero, vehicle and many other industrial activities.

Keywords: Airbag, Dynamical Properties, Shock Analysis, Drop Test

## ۱– مقدمه

18

وظیفه سیستمهای ضربه گیر مانند کیسه هوا این است که با کمترین صدمه، سرعت جسم را کم کرده و به صفر میرسانند. کیسههای هوا در مقایسه با مواد خردشونده دارای مزایای زیادی هستند؛ از جمله اینکه به حجم نگهداری نسبتاً کمی نیاز دارند؛ قابل استفاده مجدد هستند؛ قابلیت جذب انرژی بالایی در وزنهای مختلف دارند و برای استهلاک ضربه از ۱۰۰ درصد طول فشرده شدن استفاده می کنند. کیسه های هوایی در تقلیل ضربه وسایل پرنده نظیر پرندههای بدون سرنشین، موشکهای آموزشی، بارریزی هوایی و فرود مدولهای فرار خدمه پرواز و همچنین در صنایع خودرویی در ارتباط با ایمنی سرنشینان شهرت فزایندهای پیدا کردهاند [۱]. هر جسم در حال حرکت دارای اندازه حرکت است (حاصل ضرب اینرسی جسم در سرعت آن) و اگر نیرویی به آن وارد نشود در همان جهت قبلی با همان سرعت به حرکت خود ادامه میدهد. هـر جسـم در حـال حرکت نظیر خودرو یا محموله در حال سقوط برای متوقف شدن و یا همان صفر شدن اندازه حرکت، نیازمند نیرویی است که در یک بازه زمانی بر جسم اعمال شود. اما کاری که سیستمهای مکمل مانند ایربگ انجام میدهند این است که با کمترین صدمه سرعت جسم راکم کرده و به صفر می رسانند. کارهای متعددی در زمینه استفاده از کیسه هوا انجام شده است؛ به عنوان مثال در هواپیمای بدون سرنشین AQM-34V از کیسه هوا استفاده شده است [۲] که در واقع مدل بهبود یافته هواپیمای بدون سرنشین MQM-34D میاشد. برای تحلیل ریاضی از یک مدل ۶ درجه آزادی استفاده شده است. در تحقیقی، قابلیت به کار گیری کیسه هوا برای محافظت انسان از شوکهای وسایل پرنده بررسی گردید [۳] و برای بررسی از روشهای آزمایشگاهی استفاده شد. قابلیت این وسیله برای شوک هایی تا سرعت ۹/۸ m/s تحقیق شده است. Cruz و Lingard در مقالهای، قابلیت کیسههای هوا را برای سفرهای فضایی در کرات دیگر مرور کردند [۴]. در این مقاله امکانات و قابلیتهای گذشته، حال و افقهای آینده بررسی شده است. همچنین طراحی، عملکرد و تست کیسههای هوا برای سفرهای فضایی در مرجع [۵] شرح داده شده است. برای تحلیل عـددی از نرمافزار LS-DYNA استفاده شده است. در مقالهای دیگر [۶] مطالعه مفهومی برای استفاده از مواد خردشونده برای كاهش شتاب وارد بر وسايل برخوردكننده با زمين انجام گرفت و مراحل طراحی، ساخت و تست به روشنی شرح داده شد. مراحل طراحی، ساخت و تست مقدماتی سیستم فرود وسیله حامل Kistler در مرجع [۷] شرح داده شده است. همچنین

برای تحلیل شوکهای حین برخورد وسیله از نرمافزار -LS DYNA استفاده شده است[۸]. مرجع [۹] نتایج تست رهاسازی و مدلسازی کامپیوتری مدل مقیاس شده کیسه هوای استفاده شده در مأموریت فضایی ناسا را گزارش میکند. از نرمافزار -LS DYNA برای تحلیل استفاده شد. نتیجه گیری شد که ترکیب اجزای محدود و تست برای تحلیل و طراحی موفقیت آمیز مهم اجزای محدود و تست برای تحلیل و طراحی موفقیت آمیز مهم سیستمهای کاهش دهنده شتاب با استفاده از کیسه هوا را در سیستمهای کاهش دهنده شتاب با استفاده از کیسه هوا را در واقعی استفاده شد. مقاله [۱۱]، طراحی و تست های توسعه ای سیستم بازیافت فضاپیمای CST-100 که برای مقاصد تجاری کاربرد دارد را شرح داد.

در این مقاله، ابتدا قابلیت استفاده از آزمون رهاسازی در استخراج خواص دینامیکی کیسه هوا (سختی و میرایی) بررسی می شود. برای این کار تستهایی طراحی و انجام شده است و دادههای تجربی استخراج شده است. سپس با تحلیل طیفی این دادهها، سختی یک نمونه آزمایشگاهی استخراج میشود. برای استخراج میرایی از روش کاهش لگاریتمی استفاده میشود. بر اساس اطلاع نویسنده، برای اولینبار است که از آزمون رهاسازی برای شناسایی پارامترهای دینامیکی کیسه هوا استفاده می شود. همچنین با استفاده از اندازه گیری هـای انجـام شده، طیف پاسخ شوک رسم می شود تا با استفاده از آن، مقدار شدت شوک، اندازه گیری شود. این چنین تحلیلی در طراحی سیستمهای دارای کیسه هوا قابلیت استفاده دارد. با به کار گیری این اطلاعات، شوک وارد بر محموله تعیین و محدوده مجاز آن با استفاده از یک معیار تجربی مستخرج از استاندارد نظامی شرايط محيطي [١٢] تعيين مي شود. مشاهده مي شود استفاده از آزمون رهاسازی، ابزار مهمی در تعیین شدت شوک و استخراج خواص دینامیکی می باشد که قابلیت کاربرد در صنایع متفاوت را دارا میباشد.

## ۲- فیزیک کیسه هوا و آزمون رهاسازی

کیسه هوا از کیسه ای پارچه ای یا نایلونی تشکیل میشود که برای صفر کردن تخلخل با پلاستیک انعطاف پذیر پوشیده شده است. همان طوری که از اسم آن پیداست کیسه ای است که هوای متراکم درون آن است. همچنین دارای یک اریفیس با سطح مقطع ثابت است. یک نمونه کیسه هوا در شکل ۱ نشان داده شده است. برای فرود محموله ها یا وسایل پرنده معمولاً کیسه یا کیسه هایی در بدنه یا باله های وسیله پرنده نگهداری و ذخیره می شوند که بعد از مرحله فرود با چتر و قبل از برخورد

www.SID.ir



شکل (۲): مدلسازی فرایند رهاسازی.

یعنی برخورد را می توان با تقریب خوبی، کاملاً پلاستیک در نظر گرفت. بنابراین یک سیستم یک درجه آزادی موجود مى باشد كه تاريخچه نوسان آن مشخص است. حال بهمنظور طراحی و تحلیلهای دینامیکی، شناسایی سیستم در اولویت می باشد. مهم ترین این خواص، سختی و میرایی این کیسه ها است، که در این مقاله با استفاده از آزمون رهاسازی بهصورت تجربی انجام می گیرد. به منظور تست و بررسی عملکرد کیسه هوا از دستگاه رهاسازی استفاده میشود. پس از رهاسازی از ارتفاعات مختلف، سطح ارتعاشات كيسه بهعنوان خروجي تست، بهصورت دادهها و نمودارهای تاریخچه زمانی ثبت می شود. برای اندازه گیری، از تجهیزات اندازه گیری ارتعاشات استفاده شده است و رهاسازی از ارتفاعهای مختلف انجام شده است. کیسه هوا به گونه ای است که بعد از دریافت ضربه، تغییر شکل داده که باعث تغییر حجم کیسه هوا می گردد. این تغییر حجم باعث بالا رفتن فشار درون کیسه و در نتیجه باز شدن سوپاپها می شود. سطح فشار توسط سوپاپ کنترل شده و مابقی تغییر حجم در شرایط فشار ثابت انجام می شود. با در نظر گرفتن قوانین ترمودینامیک حاکم بر حجم کنترل، انرژی به اندازه از سیستم خارج می شود و در نتیجه براساس  $W = P \cdot \Delta V$ تعریف میرایی (مکانیزم خارج کننده انرژی در هار سایکل ارتعاشی)، مجموعه کیسه هوای مجهز به سوپاپ دارای میرایی خواهد بود. همچنین بهدلیل اثرات متقابل کیسه و گاز که رابطه مستقیمی با حجم گاز دارد، انرژی ضربه می تواند به صورت گرما از سیستم خارج شود. در صورت عدم عملکرد سوپاپ و یا عدم تجهیز کیسه هوا به سوپاپ تخلیه، کیسه هوا پس از دریافت ضربه، تغییر جابهجایی داشته و بهدنبال آن حجم کیسه کم می شود (مشابه آنچه در سیلندر پیستون اتفاق میافتد). لذا فشار کیسه هوا براساس  $\frac{P_1}{P_2} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^n$  نغییر یافته و در نتیجه

با زمین باز می شوند. در این مرحله در پوش بخش کیسه هوا باز می شود و کیسه با فشار psi - 2 باز می شود تا به شکل مناسب اولیه برسد. در تماس با زمین فشار درون کیسه بهصورت آدیاباتیک افزایش پیدا می کند. در سطح از پیش تعیین شده، شیرهای فشار شکن باز شده و اجازه میدهند بخشی از گاز تحت فشار خارج شود. برای کارآیی بهتر کیسه هوا بایستی منحنى نيروى فشار يكنواخت تغيير كند. سوپاپ فشار شكن (دریچه) تا حد زیادی در کارآیی کیسه هوا دخیل است. کیسه های هوا برای یک سطح انرژی مشخص طراحی می شوند. تغییر در نرخ نزول و انرژی ای که در حالت فرود باید جذب شود اگر بیش از میزان طراحی شده باشد، باعث برخورد در انتهای کورس می شود و در صورتی که کمتر از سطح طراحی شده باشد، پرنده یا محموله را در بالای سطح زمین نگه میدارد. در بعضی موارد کیسههای هوایی با محفظه دوگانه یا کیسههای ثانوی کوچک برای نگهداشتن پرنده در سطوح بالای زمین مانند زمینهای صخرهای یا عوارض نامناسب زمین مورد استفادہ قرار می گیرد.



**شکل (۱**): نمایی از کیسه هوا.

معمولاً برای بررسی دینامیک کیسه هوا از جرم آن صرفنظر می شود (به علت کوچکی آن در مقایسه با جرم محموله) و مجموعه شامل محموله و کیسه هوا به صورت یک سیستم یک درجه آزادی مدل می شود (شکل ۲). در این شکل، سیستم پس از برخورد با زمین، به زمین می چسبد و شروع به ارتعاش می کند.

حاصل ضرب فشار در سطح که معادل نیرو میباشد افزایش می یابد. براساس قانون هوک این رفتار بیانگر خاصیت فنری یا سختی کیسه هوا است. البته در صورت عملکرد سوپاپ نیز کیسه هوا دارای سختی میباشد که این سختی غیرخطی بوده و با مقدار ضربه تغییر میکند. کیسه هوا با بهره گیری از سوپاپ در فشار مشخصی عمل میکند که در آن دو پارامتر فشار وجود دارد. فشار درون کیسه هوا  $P_b$  و فشار عمل سوپاپ  $P_V$  که در آن  $P_V > P_V$  میباشد. بنابراین دو سختی یعنی قبل از باز باز م

۳- استخراج تجربی سختی و میرایی با استفاده از آزمون آنالیز مودال یعنی تعیین خواص دینامیکی سامانه ها در صنایع هوافضا كاربرد فراوانی دارد [۱۴-۱۳] . در این قسمت خواص دینامیکی کیسه هوا با استفاده از آزمون رهاسازی استخراج می شود. بر اساس اطلاع نویسنده، برای اولینبار است که از آزمون رهاسازی برای شناسایی پارامترهای دینامیکی کیسه هوا استفاده می شود. از جرم کیسه هوا صرف نظر و فقط فرض می شود که خاصیت ارتجاعی و میراکنندگی داشته باشد. کیسه هوا به دستگاه رهاسازی متصل و از ارتفاعات مختلف رها می شود. فرض می شود که جرم متصل به دستگاه رهاسازی، در فرکانس های مورد علاقه، صلب و فقط خاصیت جرمی داشته باشد. برای اندازه گیری، از دستگاه آنالایزر با مارک OROS ۱۲ کاناله استفاده می شود (شکل ۳). اطلاعات شتاب بر حسب g ذخیره می شود. حسگر به صفحه دستگاه رهاسازی (شکل ۴) متصل شده است که در واقع شتاب جرم محموله را پس از برخورد ثبت م*ی*کند.

ضربه گیر به همراه جرم معادل محموله به دستگاه رهاسازی متصل می شود. آزمون رهاسازی برای ارتفاعهای متفاوت انجام شده است ولی تحلیلهای موجود فقط ارتفاعهای رهاسازی ۴۰ و ۱۲۰ سانتیمتری را دربر می گیرد.

در شکلهای **۵** و **۶** تاریخچههای زمانی شتاب رسم شده است. مشاهده می شود نویز با فرکانس بالا روی سیگنال های اصلی با فرکانس پایین سوار شدهاند. به علت وجود تماس فلز با فلز در هنگام رهاسازی است که باعث به وجود آمدن نویز می شود. علت دیگر وجود این فرکانس ها، فرکانس طبیعی خود دستگاه رهاسازی می باشد. برای بررسی بیشتر از تحلیل طیفی استفاده می شود. برای استخراج داده های فرکانسی در حالتی که سیگنال گذرا باشد از طیف توان (Spectrum Power) استفاده می شود [1۵]. طیف توان به صورت زیر تعریف می شود:

Power Spectrum = Y \* Conjugate (Y). (1)



**شکل (۳)**: دستگاه آنالایزر و کامپیوتر متصل به آن.



شکل (۴): دستگاه آزمون رهاسازی.



شکل (۵): تاریخچه زمانی (ارتفاع رهاسازی ۴۰ cm).



شکل (۶): تاریخچه زمانی (ارتفاع رهاسازی ۲۲۰ cm).

که، Y تبدیل فوریه سیگنال است. این کمیتی متناسب با توان دوم دامنه و بیانگر مقدار انرژی است. طیف توان متناظر با شکلهای ۵ تا ۶ در شکلهای ۷ و ۸ رسم شدهاند. همان طوری که از شکلها مشاهده می شود دو محدوده فرکانسی وجود دارد: محدوده فرکانس پایین در حدود کمتر از 10 Hz است که مربوط به رفتار دینامیکی کیسه هوا است؛ محدوده دیگر، محدود فرکانس بالا است که ناشی از فرکانس طبیعی دستگاه رهاسازی است که حدوده فرکانس بالا فرکانسهای بالاتر است. دیگر پیکها در محدوده فرکانس بالا ناشی از برخورد فلز با فلز است. تحلیل مورد نظر که مربوط به کیسه هوا است فقط محدوده فرکانس پائین را دربر می گیرد و محدوده فرکانس بالا بررسی نمی شود.



شکل (۷): طیف توان شتاب (ارتفاع رهاسازی ۴۰ cm).

در محدوده فرکانس پایین که مربوط به کیسه هوا است دو پیک غالب وجود دارد که مربوط به فرکانس های طبیعی کیسه هوا است. البته این پیکها تیز نیستند و در یک محدوده فرکانسی پخش شدہ اند. این ناشی از آن است کہ رفتار دینامیکی کیسه هوا غیر خطی است. فرکانس طبیعی آن وابسته به دامنه است به همین خاطر بسته به مقدار دامنه، فرکانس طبیعی تغییر میکند. جرم در این آزمایش ثابت است. بنابراین مقدار سختی با دامنه نوسان تغییر میکند. در نتیجه یکی از علتهای وجود فرکانسهای متفاوت در فضای فرکانسی ناشی از غیرخطی بودن سختی است. دومین علت آن است که سطح تکیه گاه جرم روی کیسه هوا در زمان های مختلف، متفاوت است. در واقع چون فرکانس طبیعی، تابعی از سطح مقطع است، در نتیجه مقدار سختی نیز متغیر است. سومین علت وجود فشارهای متفاوت در زمانهای مختلف است. فشار کاری از ۱ تا ۱/۳ بار متغیر است. این علل، تحلیل کیسه هوا را مشکل می کند. به همین دلیل است که پیک ها در طیف تیز نیستند و در واقع یک فرکانس طبیعی موجود نیست و فرکانس طبیعی در زمان تغییر می کند. برای نشان دادن این مطلب، دو نمودار طیف توان رسم می شود. در شکل ۹ نمودار طیف توان متناظر با شکل ۶ در محدوده زمانی ۳/۸-۰ ثانیه و در شکل ۱۰ در محدوده زمانی ۸/۵–۵/۸ ثانیه مشاهده می شود. در شکل ۹ پیکها در فرکانس 4.7 Hz , 2.2 Hz است ولی در شکل ۱۰ فقط یک پیک در فرکانس 3 Hz مشاهده می شود.



شکل (۸): طیف توان شتاب (ارتفاع رهاسازی ۲۲۰ cm).

می توان استدلال کرد که هنگامی که کیسه هوا در حالت فشاری است مقدار فشار برابر با فشار سوپاپ  $P_v$  است. در ربع پریود بعدی یعنی وقتی کیسه هوا در حالت کششی است، مقدار فشار برابر با فشار کیسه هوا  $P_b$  است. این حالت برای زمان ۲/۸-۰ ثانیه درست است. در واقع دو فرکانس طبیعی

www.SID.ir

وجود دارد که همان فرکانسهای ۲/۲ Hz و ۴/۷ Hz موجود در شکل ۹ است. بعد از این که هوا تخلیه شد سطح مقطع حـدوداً ثابت. می ماند و فشار هم حدود ۱ bar است. این وضعیت از ثانیه ۳/۸ به بعد رخ می دهد. در این حالت یک فرکانس طبیعی موجود است که همان فرکانس ۳/۸ Hz موجود در شکل ۱۰ است. برای فرکانسهای طبیعی ۲٬۳/۲ و ۴/۷ هرتز و با جرم محموله ۶۵ kg مقدار سختی به ترتیب ۱۲۰۰۰، ۲۳۰۰۰ و ۵۷۰۰۰ بهدست میآید. میتوان سختی را برای حالت خطی حدود ۲۳۰۰۰ گرفت.



شکل (۹): طیف توان در محدوده زمانی ۳/۸-۰ ثانیه.



قبلاً گفته شد که محدوده فرکانسی مورد نظر کیسه هوا

کمتر از Hz است. برای اینکه سیگنالهای مزاحم بیشتر از ۱۰ Hz کـه ناشـی از مودهـای ارتعاشـی دسـتگاه رهاسـازی و برخورد فلز با فلز است حذف شود بایستی سیگنال ها فیلتر

شوند. سیگنالهای فیلتر شده به طور کامل شتابهای خالص وارد بر جرم که فقط ناشی از دینامیک کیسه هوا است را به-دست میدهد. فیلتر اسـتفاده شـده در اینجـا از نـوع بـاترورث ٔ است که مربع اندازه پاسخ فرکانسی آن طبق رابطه زیر است :[19]

$$\left|H(j\omega)\right|^{2} = \frac{1}{1 + \left(\frac{\omega}{\omega}\right)^{2N}}.$$
(7)

که،  $j = \sqrt{-1}$  فرکانس،  $\omega_{j}$  باند توقف و N مرتبه  $\omega_{j}$ فيلتر مىباشد.

در شکلهای ۱۱ و ۱۲ نمودارهای فیلتر شده متناظر با شکلهای ۵ و ۶ رسم شدهاند. مشخص است که حداکثر شتاب محموله با ارتفاع رهاسازی ۴۰ cm حدودا مساوی با ۴/۹ g میباشد و برای ارتفاع ۱۲۰ cm حدودا مساوی با g ۷ می باشد. از شکل ۱۱ مشخص است که از لحظه رها شدن تا ثانیه ۳/۸، تاریخچه زمانی کیسه هوا به صورت سیگنالی با فرکانس متغیر است. این پدیده ناشی از غیرخطی بودن کیسه هوا است که بعد از رها شدن بر حسب دامنههای متفاوت، سختی و در نتیجه فركانس طبيعي أن تغيير ميكند. ولي بعد از ثانيه ٣/٨، فركانس طبيعي به حالت متوسط و خطى شده رسيده است و تاریخچه زمانی فقط یک فرکانس را نشان میدهد. باید توجه کرد که سیستم در این حالت با یک سیستم یک درجه آزادی مدل می شود. از این شکلها می توان به صورت جزیے، درستی نتایج قبل را تحقیق کرد. از شکل ۱۱ مشخص است که از ثانیه ۳/۸ به بعد کیسه هوا با دقت بالایی شبیه یک سیستم یک درجه آزادی عمل می کند. از این شکل می توان پریود طبیعی کیسه هوا را بهدست آورد که حدود ۰/۳۳ میاشد. در نتیجه فرکانس آن حدود ۳ هرتز می شود که با محاسبات قبلی (شکل •١) همخوانی کامل دارد. بنابراین می توان تا حدودی از درستی نتایج بهدست آمده از تحلیل فرکانسی اطمینان حاصل کرد.

1- Butterworth 2- Stopband



شکل (۱۱): تاریخچه زمانی فیلتر شده شتاب متناظر با شکل۵.



شکل (۱۲): تاریخچه زمانی فیلتر شده شتاب متناظر با شکل۶.

برای بهدست آوردن میرایی میتوان از دادههای فضای فرکانسی و تعریف نصف توان استفاده کرد. برای استفاده از این روش بایستی مودها خوب از هم تفکیک باشند. روش بهتر دیگر استفاده مستقیم از نتایج دامنه زمانی است. برای این کار از تکنیک کاهش لگاریتمی<sup>(</sup> استفاده میشود [۱۵]. مقدار کاهش لگاریتمی  $\delta$  تعریف میشود:

$$\delta = \ln \frac{x(t)}{x(t+T)}.$$
(7)

که، (x(t) دامنه در زمان t و T پریود میباشد. رابطه بین نسبت میرایی  $\zeta$  و کاهش میرایی  $\delta$  طبق رابطه زیر است:  $\delta = -\frac{\delta}{2}$ .

$$\zeta = \frac{c}{\sqrt{4\pi^2 + \delta^2}}.$$
(f)

<sup>1</sup>- Logarithmic Decrement

در این حالت می توان از شکل های ۱۱ و ۱۲ نسبت میرایی را حساب کرد. همان طوری که به صورت شهودی مشخص است میرایی در شکل های ۱۱ و ۱۲ و بر حسب شماره سیکل متف اوت است.

یعنی میرایی در این سیستم یکتا نیست و بسته به ارتفاعهای رهاسازی و سیکل، متفاوت است. با استفاده از شکل ۱۱ و معادلات قبل، مقدار نسبت میرایی برای ارتفاع ۴۰ سانتیمتر از میدهد. می توان مقدار متوسط میرایی را برای این ارتفاع حدود ۲۱/۰ فرض کرد. برای ارتفاع ۱۲۰ سانتیمتر نسبت میرایی از مالار تا ۲۲/۰ متغیر است. همان طوری که از شکل ۱۲(ارتفاع رهاسازی ۱۲۰ سانتیمتر) مشخص است، میرایی در سیکل اول بیشتر است که به خاطر وجود سوپاپ است که با باز شدن زیاد آن در لحظات اول باعث القا شدن میرایی زیادی می شود. این مزیت کیسه هوا می باشد که در ضربات شدید میرایی زیادی القاء می کند که تا حد زیادی شوک را کنترل می کند.

از بقیه معلومات نیز میتوان ضریب میرایی را بهدست میآورد. از تعریف ک استفاده میکنیم:

$$\zeta = \frac{C}{2\sqrt{Km}}.$$
 ( $\Delta$ )

اگر مقدار m=65 kg و مقدار N/m K=23000 kg فرض شود آنگاه برای ارتفاع ۴۰ سانتیمتر بهدست میآید:

$$0.12 = \frac{C}{2\sqrt{23000 \times 65}}, \quad \rightarrow$$

$$C = 293 \frac{\text{Ns}}{\text{m}}.$$
(F)

تحلیلهای قبل برای شناسایی پارامترهای دینامیکی فقط بر اساس ارتفاعهای رهاسازی ۴۰ و ۱۲۰ سانتیمتر بود. ولی آزمونهای دیگری با ارتفاعات رهاسازی دیگری نیز انجام شد که هدف آن بررسی حداکثر شتاب بر حسب ارتفاع بود. جدول ۱، حداکثر شتاب بر حسب ارتفاع رهاسازی را بهدست میدهد. نمودار متناظر در شکل **۱۳** ارائه شده است.

۴- تحلیل شوک ناشی از برخورد

تحلیل شوک در سیستمهایی که احتمال بروز شوک دارند از اهمیت بسزایی برخوردار است. تجهیزاتی در داخل محموله نصب هستند که تحت بارهای حاصل از فرود میباشند. برای بررسی عملکرد ضربه گیرها و میزان شوک اعمالی به محموله، تحلیل شوک بسیار مهم است. بر این اساس برای کمّی کردن اثرات شوک بر روی محموله و تجهیزات آن، از طیف پاسخ

شوک استفاده می شود. در هنگام رهاسازی، برخورد محموله با زمین و سرعت اولیه محموله باعث تحریک و ایجاد شتاب در محموله می شود.

طيف پاسخ شوک (Shock Response Spectrum) یا SRS برای یک فرکانس طبیعی نامیرا  $f_n$  مشخص، به صورت ماکزیمم پاسخ سیستم یک درجه آزادی میرا به یک ورودی پایه شوک تعریف می شود [۱۵]. در SRS فقط مقدار ماکزیمم پاسخ موجود در یک تاریخچه زمانی جستجو می شود. این مفهوم برای کمّی کردن اثرات شوکهای وارد بر محموله ناشی از رهاسازی استفاده می شود. با استفاده از مقادیر متفاوت فاکتور کیفیت Q در تست شبیهسازی آزمایشگاهی، (یک مقدار با میرایی زیاد و یک مقدار با میرایی کم)، زمینه برای بهدست آوردن اطلاعاتی مفید مهیا می شود [۱۲]. توجه شود که رابطه بین مقدار نسبت میرایی و فاکتور کیفیت به صورت شد.

مىباش 
$$Q=rac{1}{2\mathcal{L}}$$

**جدول (۱):** شتاب بر حسب ارتفاع رهاسازی

ارتفاع رهاسازی (cm)	شتاب (g)
۲.	٣, ٢
4.	4,9
۶.	۵,۲
٨٠	۶
١	۶,۰۵
17.	۷



محاسبه طیف پاسخ شوک با توجه به فرض یک درجه آزادی بودن سیستم (شکل ۲) و همچنین با در نظر داشتن اینکه

افضا (دینامیک، ارتعاشات و کنترل)، جلد ۱۱، شماره ۴، زمستان ۱۳۹۴  
سیگنال شوک اعمالی یک ورودی پایه است انجام می شود. پس  
معادله حرکت را می توان نوشت:  
(۲)  

$$\ddot{z} + 2\zeta \omega_n \dot{z} + \omega_n^2 z = -\ddot{y}.$$
 (۲)  
(۲)  
 $\ddot{z} + 2\zeta \omega_n \dot{z} + \omega_n^2 z = -\ddot{y}.$  (۲)  
(۲)  
 $\ddot{z} + 2\zeta \omega_n \dot{z} + \omega_n^2 z = -\ddot{y}.$  (۲)  
 $\ddot{z} + 2\zeta \omega_n \dot{z} + \omega_n \zeta$  (۵)  
 $\ddot{z} + \dot{z} = 2 \exp(-\zeta \omega_n \Delta t)$  پالس ورودی  $\ddot{y}$ , از  
 $\ddot{z}_i = 2 \exp(-\zeta \omega_n \Delta t) \exp(-\zeta \omega_n \Delta t) \cos(\omega_d \Delta t)$   
 $\ddot{x}_{i-1} - \exp(-\zeta \omega_n \Delta t) \cos(\omega_d \Delta t) + \omega_n \Delta t \exp(-\zeta \omega_n \Delta t) + 2\zeta \cos(\omega_d \Delta t) + \omega_n \Delta t \exp(-\zeta \omega_n \Delta t) + (\Delta t) + 2\zeta \cos(\omega_d \Delta t) + 2\zeta \cos(\omega_d \Delta t))$   
 $\{\frac{\omega_n}{\omega_d} (1 - 2\zeta^{-2}) \sin(\omega_d \Delta t) - 2\zeta \cos(\omega_d \Delta t) + \tilde{y}_{i-1}.$   
 $\Delta s \ control in  $\mathcal{Z}$  نسبت میرایی،  $\sqrt{1-\xi^2}$  فر کانس$ 

،t طبيعی ميراشونده،  $\Delta t$  گام زمانی،  $x_i$  پاسخ در زمان  $t - 2\Delta t$  پاسخ در زمان  $x_{i-2}$   $t - \Delta t$  پاسخ در زمان  $x_{i-1}$ ورودی پایه در زمان  $y_{i-1}$  ،t ورودی پایه در زمان  $y_i$ میباشد. با توجه به رابطه بالا و ورودی مورد نظر  $t-\Delta t$ (تاریخچههای زمانی تست رهاسازی)، یاسخ شتاب قابل محاسبه می باشد.

طیف شوک محاسبه شده، در شکلهای ۱۴ و ۱۵ به ازای دو مقدار میرایی نشان داده شده است. برای بررسی مقدار شدت شوک در این نمودارها از معیاری که بر اساس یک فرمول تجربی در مرجع [۱۲] ارائه شده است، استفاده می شود. در این مرجع شوک اعمالی بر یک سیستم و اجزاء آن در صورتی خطرناک است که مقدار آن برای هر جزء از سیستم از ۰/۸ مقدار فرکانس طبیعی آن جزء بیشتر شود؛ به عنوان مثال برای سیستمی با فرکانس طبیعی Hz ۱۰۰۰ شوکی خطرناک است که بیشتر از g ۸۰۰ باشد. بر این اساس، مقدار آستانه خطر شوک برای هر جزء عبارت است از:

(Hz). فركانس طبيعي\* (g/Hz) = مقدار آستانه (Hz). (٩) این فرمول براساس مشاهداتی بیان شده است که اگر مقدار SRS سرعت برای تجهیزات با کیفیت نظامی کمتر از 254 cm/sec باشد، این تجهیزات دچار شکست نمی شوند. البته باید توجه داشت که این مقدار دارای B ۶ حاشیه اطمینان است [۱۲]. با این حال از این رابطه تجربی می توان به راحتی برای مقاصد طراحی استفادہ کرد.

www.SID.ir



شکل (۱۴): طیف پاسخ شوک (ارتفاع رهاسازی ۴۰ cm).



شکل (۱۵): طیف پاسخ شوک (ارتفاع رهاسازی ۲۲۰ cm).

بدینترتیب شکلهای **۱۴** و **۱۵** برای نسبتهای میرایی ۰/۱ و ۲۰/۱ رسم شدهاند. در هر شکل منحنی خط  $G = 0.8 F_n$  نیز رسم شده است تا معیار مقایسهای برای حد مجاز SRS باشد. برای همه شکلها مقدار میرایی بالاتر باعث کوچک شدن مقادیر SRS می شود و مطلوب تر است. همچنین نتیجه دیگر این است که محدوده و مطلوب تر است. همچنین نتیجه دیگر این است که محدوده ای ملاوب تر است. هموند فرکانس طبیعی کیسه هوا محدوده ای است که مقادیر از سطوح مجاز بیشتر شده است. در نتیجه فرکانس طبیعی محموله نباید در این محدوده باشد.

#### ۵- نتیجهگیری

در این مقاله ابتـدا خـواص دینـامیکی کیسـه هـوا (سـختی و میرایـی) بـهصـورت تجربـی اسـتخراج شـد. رفتـار کیسـه هـوا www.SID.ir

غیرخطی است ولی با تقریب میتوان برای آن سختی و میرایبی متوسط استخراج کرد. برای انجام آزمایشات از دستگاه آزمون رهاسازی استفاده شد و کیسه هوا به صورت یک سیستم یک درجه آزادی مدل شد. برای محاسبه خواص دینامیکی، در فضای فرکانسی از طیف توان شتاب پاسخ استفاده شد. برای محاسبه میرایی در فضای زمانی، روش کاهش لگاریتمی به کار گرفته شد. میتوان مشاهده کرد که روش به کار برده شده در این مقاله روش نسبتاً قدرتمندی است که خواص دینامیکی را با دقت خوبی به دست می دهد. برای اولین بار است که این روش برای شناسایی دینامیکی کیسه های هوا به کار می رود. برای کیسه هوای موجود مقدار سختی حدود N/m به دست می آید.

در مرحله بعد با استفاده از اندازه گیری های انجام شده، طیف پاسخ شوک رسم شد تا با استفاده از آن، مقدار شدت شوک اندازه گیری شود که در تحلیل و طراحی مهم است. برای انتگرال گیری از معادلات دیفرانسل، از روش های عددی استفاده شد. با به کار گیری این اطلاعات، شوک وارد بر محموله تعیین و محدوده مجاز آن با یک معیار تجربی بررسی شد. در نهایت مشاهده شد که برای کیسه هوای مورد نظر، محدوده فرکانسی ماهده نباید در این محدوده باشد.

مشاهده می شود استفاده از آزمون رهاسازی، ابزار قدر تمندی در تعیین شدت شوک و استخراج خواص دینامیکی کیسههای هوا می باشد که قابلیت استفاده در صنایع کاربردی را به خوبی داراست و در تحلیل و طراحی سامانههای دارای کیسه هوا مفید می باشد.

## 8- مراجع

- 1. Knack, T.W. "Parachute Recovery Systems: Design Manual", California: Para Pub., 1992.
- Turner, C.T. and Girard, L.A. "Air Bag Impact Attenuation System for the AQM-34V Remote Piloted Vehicle", AIAA, Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference, 7th, San Diego, CA, Oct 21-23, p. 8, 1981.
- Blechschmidt, C. and Clark, C.C. "Human Vibration and Impact Protection by Airbag Restraint Systems", AIAA, Annual Meeting, 1ST, Washington, D.C., Jun 29- Jul 2, pp. 64-220, 1964.
- Cruz, J. and Lingard, J. "Aerodynamic Decelerators for Planetary Exploration: Past", Present, and Future, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, Aug. 21-24, 2006.

- Bown, N. and Darley, M. "Advanced Airbag Landing Systems for Planetary Landers", 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, Munich, Germany, May 23-26, 2005.
- Kellas, S. and Mitcheltree, R. "Energy Absorber Design, Fabrication and Testing for a Passive Earth Entry Vehicle", 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Denver, Colorado, Apr. 22-25, 2002.
- Taylor, A. "Design and Testing of the Kistler Landing System Parachutes", 15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, 1999.
- Meyerson, R. and Taylor, A. "A Status Report on the Development of the Kistler Aerospace K-1 Reusable Launch Vehicle", 16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2001.
- Lee, T., McKinney, J. and Farkas, M. "Airbag Landing Impact Test/Analysis for the Crew Exploration Vehicle", 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 16th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 2008.

- Shook, L., Timmers, R. and Hinkle, J. "Second Generation Airbag Landing System for the Orion Crew Module", 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2009.
- 11. Mckinney, J. et al, "Boeing CST-100 Landing and Recovery System Design and Development Testing", AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Conference, 2013.
- Anon., Environmental Test Methods and Engineering Guidelines, Military Standard MIL-STD-810E, U.S. Department of Defense, 1989.
- 13. Irani, S., Dehghani, R., Golparvar, H., and Hosseinian, A. "Wing Flutter Analysis of Model with Experimental and Theory Method". Mech. & Aero. Eng., Vol. 8, No. 3, pp. 69-76, 2012, (In Persian).
- Shahrabadi, M., Salarieh, H., Dehghani Firouzabadi, R. "Experimental Study on the Effects of Water Depth in Frequency Reduction of Slender Bodies", Mech. & Aero. Eng., Vol. 9, No. 2, pp. 41-53, 2013, (In Persian).
- Himelblau, H., Piersol, A.G., Wise, J.H., and Grundvig, M.R., "Handbook for Dynamic Data Acquisition and Analysis", IES-RP-DTE012.1, Inst. Envir. Sc.Tech., Mt Prospect, IL, Mar. 1994.
- 8.
  16. Oppenheim, A.V., Schafer, R.W. and Buck, J.R. "Discrete-Time Signal Processing", Prentice Hall, New Jersey, 1998.