

تحلیل تجربی شوک و تعیین خواص دینامیکی کیسه‌های هوا

سید علی اصغر حسینی^۱

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی

دانشگاه خوارزمی

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۱/۹/۲۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۳/۱۷)

چکیده

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) به صورت تجربی استخراج شود. دوم آنکه با استفاده از اندازه‌گیری‌های انجام شده، طیف پاسخ شوک رسم شده و مقدار شدت شوک اندازه‌گیری می‌شود. این دو آزمایش در تحلیل و طراحی مهم می‌باشد و برای اولین بار است که در این مقاله انجام می‌پذیرد. برای انجام آزمایشات از دستگاه آزمون رهاسازی استفاده شده و برای مدل‌سازی، کیسه هوا به صورت یک سیستم یک درجه آزادی مدل می‌شود. برای رسم طیف پاسخ شوک از روش‌های عددی در حل معادلات دیفرانسیل مربوطه استفاده شده است. با به‌کارگیری این اطلاعات، شوک وارد بر محموله تعیین و محدوده مجاز آن با استفاده از یک معیار تجربی تعیین می‌شود. نتایج این مقاله نشان می‌دهد که آزمون رهاسازی، روش مهمی در تعیین شدت شوک و استخراج خواص دینامیکی می‌باشد که قابلیت استفاده در صنایع مختلف به‌ویژه صنایع هوایی و خودروسازی را دارا می‌باشد.

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

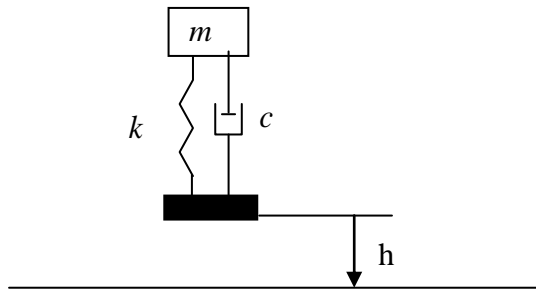
وظیفه سیستم‌های ضربه‌گیر مانند کیسه هوا این است که با کمترین صدمه، سرعت جسم را کم کرده و به صفر می‌رسانند. کیسه‌های هوا در مقایسه با مواد خردشونده دارای مزایای زیادی هستند؛ از جمله اینکه به حجم نگهداری نسبتاً کمی نیاز دارند؛ قابل استفاده مجدد هستند؛ قابلیت جذب انرژی بالایی در وزن‌های مختلف دارند و برای استهلاک ضربه از ۱۰۰ درصد طول فشرده شدن استفاده می‌کنند. کیسه‌های هوایی در تقییل 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. هر جسم در حال 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 را کم کرده و به صفر می‌رسانند. 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 می‌باشد. برای تحلیل ریاضی از یک مدل ۶ درجه آزادی استفاده شده است. در تحقیقی، قابلیت به کارگیری کیسه هوا برای محافظت انسان از شوک‌های وسایل پرنده بررسی گردید [۳] و برای بررسی از روش‌های آزمایشگاهی استفاده شد. قابلیت این وسیله برای شوک‌هایی 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 عددی از نرم‌افزار LS-DYNA استفاده شده است. در مقاله‌ای دیگر [۶] مطالعه مفهومی برای استفاده از مواد خردشونده برای کاهش شتاب وارد بر وسایل برخوردکننده با زمین 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. نتیجه‌گیری شد که ترکیب اجزای محدود و تست برای تحلیل و طراحی موفقیت‌آمیز مهم است. Shook و همکاران، گزارشی از طراحی و تست نسل دوم سیستم‌های کاهش دهنده شتاب با استفاده از کیسه هوا را در مرجع [۱۰] ارائه کردند. برای انجام تست از مدلی با مقیاس واقعی استفاده شد. مقاله [۱۱]، طراحی و تست‌های توسعه‌ای 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 می‌شود. 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 اولین بار است که از آزمون رهاسازی برای شناسایی پارامترهای دینامیکی کیسه هوا استفاده می‌شود. همچنین با استفاده از اندازه‌گیری‌های انجام شده، طیف پاسخ شوک رسم می‌شود تا با استفاده از آن، مقدار شدت شوک، اندازه‌گیری شود. این‌چنین تحلیلی در طراحی سیستم‌های دارای کیسه هوا قابلیت استفاده دارد. با به‌کارگیری این اطلاعات، شوک وارد بر محموله تعیین و محدوده مجاز آن با استفاده از یک معیار تجربی مستخرج از استاندارد نظامی شرایط محیطی [۱۲] تعیین می‌شود. مشاهده می‌شود استفاده از آزمون رهاسازی، ابزار مهمی در تعیین شدت شوک و استخراج خواص دینامیکی می‌باشد که قابلیت کاربرد در صنایع متفاوت را دارا می‌باشد.

۲- فیزیک کیسه هوا و آزمون رهاسازی

کیسه هوا از کیسه‌ای پارچه‌ای یا نایلونی تشکیل می‌شود که برای صفر کردن تخلخل با پلاستیک انعطاف‌پذیر پوشیده شده است. همان‌طوری که از اسم آن پیداست کیسه‌ای 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 محموله‌ها یا وسایل پرنده معمولاً کیسه یا کیسه‌هایی در بدنه یا باله‌های وسیله پرنده نگهداری و ذخیره می‌شوند که بعد از مرحله فرود با چتر و قبل از برخورد



شکل (۲): مدلسازی فرایند رهاسازی.

یعنی برخورد را می‌توان با تقریب خوبی، کاملاً پلاستیک در نظر گرفت. بنابراین یک سیستم یک درجه آزادی موجود می‌باشد که تاریخچه نوسان آن مشخص است. حال به‌منظور طراحی و تحلیل‌های دینامیکی، شناسایی سیستم در اولویت می‌باشد. مهم‌ترین این خواص، سختی و میرایی این کیسه‌ها است، که در این مقاله با استفاده از آزمون رهاسازی به‌صورت تجربی انجام می‌گیرد. به‌منظور تست و بررسی عملکرد کیسه هوا از دستگاه رهاسازی استفاده می‌شود. پس از رهاسازی از ارتفاعات مختلف، سطح ارتعاشات کیسه به‌عنوان خروجی تست، به‌صورت داده‌ها و نمودارهای تاریخچه زمانی ثبت می‌شود. برای اندازه‌گیری، از تجهیزات اندازه‌گیری ارتعاشات استفاده شده است و رهاسازی از ارتفاع‌های مختلف انجام شده است. کیسه هوا به‌گونه‌ای است که بعد از دریافت ضربه، تغییر شکل داده که باعث تغییر حجم کیسه هوا می‌گردد. این تغییر حجم باعث بالا رفتن فشار درون کیسه و در نتیجه باز شدن سوپاپ‌ها می‌شود. سطح فشار توسط سوپاپ کنترل شده و مابقی تغییر حجم در شرایط فشار ثابت انجام می‌شود. با در نظر گرفتن قوانین ترمودینامیک حاکم بر حجم کنترل، انرژی به اندازه $W = P \cdot \Delta V$ از سیستم خارج می‌شود و در نتیجه براساس تعریف میرایی (مکانیزم خارج‌کننده انرژی در هر سیکل 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 می‌تواند به‌صورت 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 می‌شود (مشابه آنچه در سیلندر پیستون اتفاق می‌افتد). لذا

فشار کیسه هوا براساس $\frac{P_1}{P_2} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^n$ تغییر یافته و در نتیجه

با زمین باز می‌شوند. در این مرحله در پوش بخش کیسه هوا باز می‌شود و کیسه با فشار 1-2 psi باز می‌شود تا به شکل مناسب اولیه برسد. در تماس با زمین فشار درون کیسه به‌صورت آدیاباتیک افزایش پیدا می‌کند. در سطح از پیش تعیین شده، شیرهای فشار شکن باز شده و اجازه می‌دهند بخشی از گاز تحت فشار خارج شود. برای کارایی بهتر کیسه هوا بایستی منحنی نیروی فشار یکنواخت تغییر کند. سوپاپ فشار شکن (دریچه) تا حد زیادی در کارایی کیسه هوا دخیل است. کیسه‌های هوا برای یک سطح انرژی مشخص طراحی می‌شوند. 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 می‌شود 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 استفاده قرار می‌گیرد.



شکل (۱): نمایی از کیسه هوا.

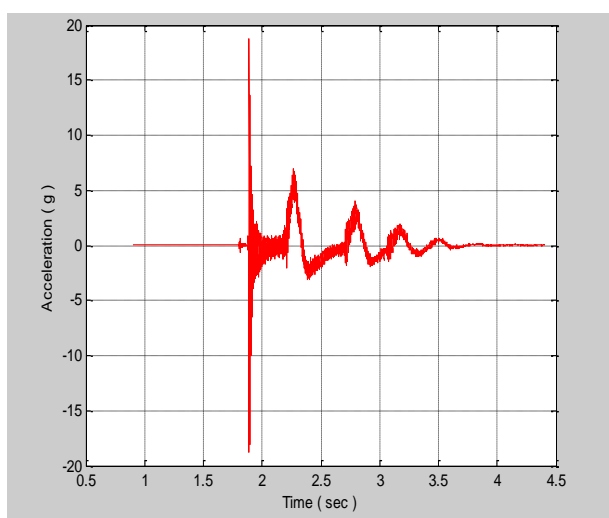
معمولاً برای بررسی دینامیک کیسه هوا از جرم آن صرف‌نظر می‌شود (به علت کوچکی آن در مقایسه با جرم محموله) و مجموعه شامل محموله و کیسه هوا به‌صورت یک سیستم یک درجه آزادی مدل می‌شود (شکل ۲). در این شکل، سیستم پس از برخورد با زمین، به زمین می‌چسبد و شروع به ارتعاش می‌کند.



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



شکل (۴): دستگاه آزمون رهاسازی.



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

حاصل ضرب فشار در سطح که معادل نیرو می‌باشد افزایش می‌یابد. 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 بهره‌گیری 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 $P_v > P_b$ می‌باشد. بنابراین دو سختی یعنی قبل از باز شدن سوپاپ فشار و بعد از باز شدن آن مطرح می‌باشد.

۳- استخراج تجربی سختی و میرایی با استفاده از آزمون

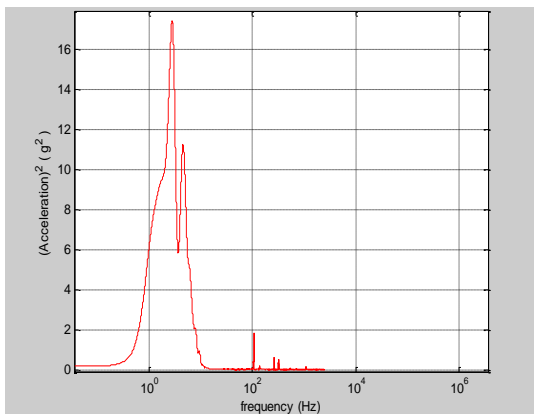
آنالیز مودال یعنی تعیین خواص دینامیکی سامانه‌ها در صنایع هوافضا کاربرد فراوانی دارد [۱۳-۱۴]. در این قسمت خواص دینامیکی کیسه هوا با استفاده از آزمون رهاسازی استخراج می‌شود. بر اساس اطلاع نویسنده، برای اولین بار است که از آزمون رهاسازی برای شناسایی پارامترهای دینامیکی کیسه هوا استفاده می‌شود. از جرم کیسه هوا صرف‌نظر و فقط فرض می‌شود که خاصیت ارتجاعی و میراکنندگی داشته باشد. کیسه هوا به دستگاه رهاسازی متصل و از ارتفاعات مختلف رها می‌شود. فرض می‌شود که جرم متصل به دستگاه رهاسازی، در فرکانس‌های مورد علاقه، صلب و فقط خاصیت جرمی داشته باشد. برای اندازه‌گیری، از دستگاه آنالایزر با مارک OROS ۱۲ کاناله استفاده می‌شود (شکل ۳). اطلاعات شتاب بر حسب g ذخیره می‌شود. حسگر به صفحه دستگاه رهاسازی (شکل ۴) متصل شده است که در واقع شتاب جرم محموله را پس از برخورد ثبت می‌کند.

ضربه‌گیر به همراه جرم معادل محموله به دستگاه رهاسازی متصل می‌شود. آزمون رهاسازی برای ارتفاع‌های متفاوت انجام شده است ولی تحلیل‌های موجود فقط ارتفاع‌های رهاسازی ۴۰ و ۱۲۰ سانتی‌متری را دربر می‌گیرد.

در شکل‌های ۵ و ۶ تاریخچه‌های زمانی شتاب رسم شده است. مشاهده می‌شود نویز با فرکانس بالا روی سیگنال‌های اصلی با فرکانس پایین سوار شده‌اند. به علت وجود تماس فلز با فلز در هنگام رهاسازی است که باعث به وجود آمدن نویز می‌شود. علت دیگر وجود این فرکانس‌ها، فرکانس طبیعی خود دستگاه رهاسازی می‌باشد. برای بررسی بیشتر از تحلیل طیفی استفاده می‌شود. برای استخراج داده‌های فرکانسی در حالتی که سیگنال گذرا باشد از طیف توان (Spectrum Power) استفاده می‌شود [۱۵]. طیف توان به صورت زیر تعریف می‌شود:

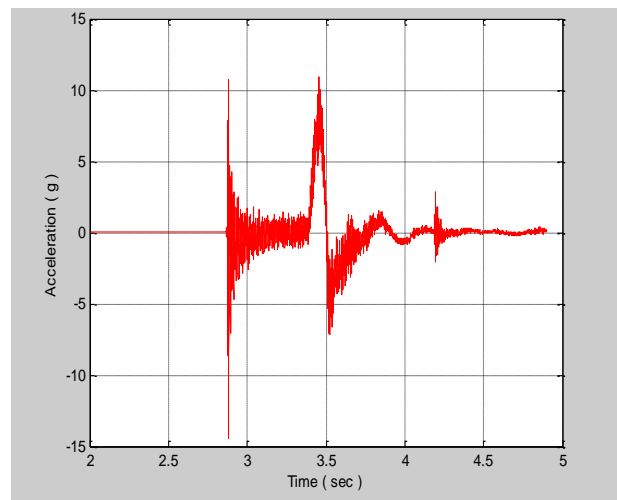
$$\text{Power Spectrum} = Y * \text{Conjugate}(Y) \quad (1)$$

در محدوده فرکانس پایین که مربوط به کیسه هوا است دو پیک غالب وجود دارد که مربوط به فرکانس‌های طبیعی کیسه هوا است. البته این پیک‌ها تیز نیستند و در یک محدوده فرکانسی پخش شده‌اند. این ناشی از آن است که 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 تکیه‌گاه جرم روی کیسه هوا در زمان‌های 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 می‌کند. به همین دلیل است که پیک‌ها در طیف تیز نیستند و در واقع یک فرکانس طبیعی موجود نیست و فرکانس طبیعی در زمان تغییر می‌کند. برای نشان دادن این مطلب، دو نمودار طیف توان رسم می‌شود. در شکل ۹ نمودار طیف توان متناظر با شکل ۶ در محدوده زمانی ۰-۳/۸ ثانیه و در شکل ۱۰ در محدوده زمانی ۳/۸-۵/۸ ثانیه مشاهده می‌شود. در شکل ۹ پیک‌ها در فرکانس ۲.۲ Hz ، 4.7 Hz است ولی در شکل ۱۰ فقط یک پیک در فرکانس 3 Hz مشاهده می‌شود.



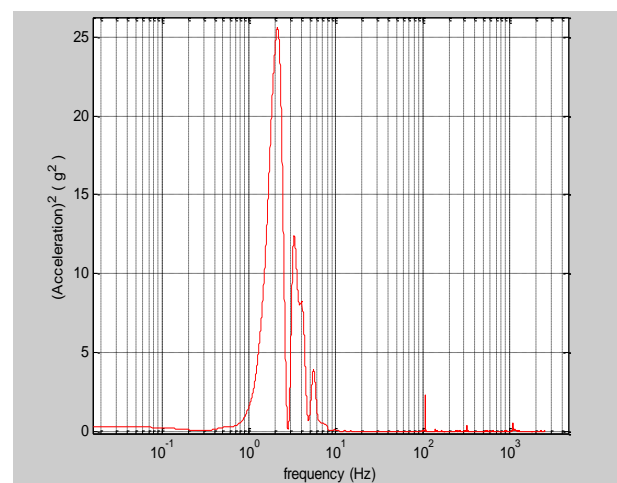
شکل (۸): طیف توان شتاب (ارتفاع رهاسازی ۱۲۰ cm).

می‌توان استدلال کرد که هنگامی که کیسه هوا در حالت فشاری است مقدار فشار برابر با فشار سوپاپ P_v است. در ربع پررود بعدی یعنی وقتی کیسه هوا در حالت کششی است، مقدار فشار برابر با فشار کیسه هوا P_b است. این حالت برای زمان ۰-۳/۸ ثانیه درست است. در واقع دو فرکانس طبیعی



شکل (۶): تاریخچه زمانی (ارتفاع رهاسازی ۱۲۰ 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. همان‌طوری که از شکل‌ها مشاهده می‌شود 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 حدود 107 Hz و 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 می‌گیرد و محدوده فرکانس بالا بررسی نمی‌شود.



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

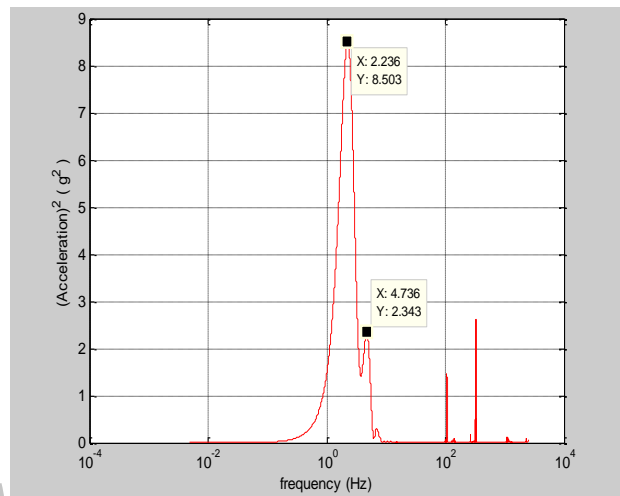
شوند. سیگنال‌های فیلتر شده به طور کامل شتاب‌های خالص وارد بر جرم که فقط ناشی از دینامیک کیسه هوا است را به دست می‌دهد. فیلتر استفاده شده در اینجا از نوع باترورث^۱ است که مربع اندازه پاسخ فرکانسی آن طبق رابطه زیر است [۱۶]:

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

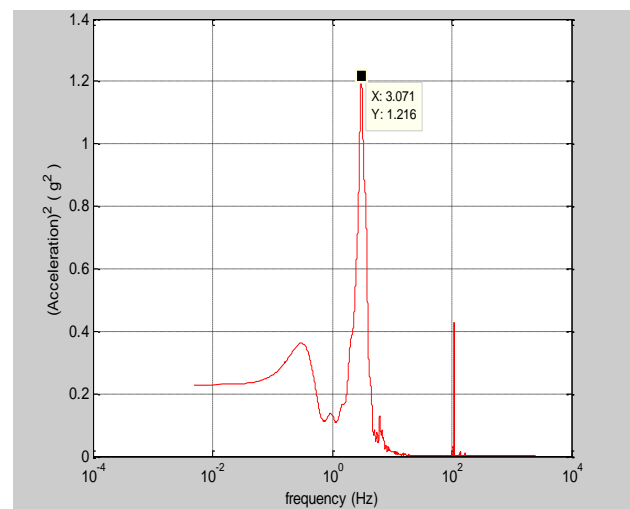
که، $j = \sqrt{-1}$ ، ω فرکانس، ω_c باند توقف^۲ و N مرتبه فیلتر می‌باشد.

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 حدوداً مساوی با ۴/۹ g می‌باشد و برای ارتفاع ۱۲۰ cm حدوداً مساوی با ۷ g می‌باشد. 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 فرکانس طبیعی آن تغییر می‌کند. ولی بعد از ثانیه ۳/۸، فرکانس طبیعی به حالت متوسط و خطی شده رسیده 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 می‌شود. از این شکل‌ها می‌توان به صورت جزئی، 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 می‌کند. از این شکل می‌توان پریدود طبیعی کیسه هوا را به دست آورد که حدود ۰/۳۳ می‌باشد. در نتیجه فرکانس آن حدود ۳ هرتز می‌شود که با محاسبات قبلی (شکل ۱۰) همخوانی کامل دارد. بنابراین می‌توان تا حدودی از درستی نتایج به دست آمده از تحلیل فرکانسی اطمینان حاصل کرد.

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 حدوداً ثابت می‌ماند و فشار هم حدود ۱ bar است. این وضعیت از ثانیه ۳/۸ به بعد رخ می‌دهد. 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 به دست می‌آید. می‌توان سختی را برای حالت خطی حدود ۲۳۰۰۰ گرفت.



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



شکل (۱۰): طیف توان اجرای در محدوده زمانی ۳/۸-۵/۸ ثانیه.

قبلاً گفته شد که محدوده فرکانسی مورد نظر کیسه هوا کمتر از ۱۰ Hz است. برای اینکه سیگنال‌های مزاحم بیشتر از ۱۰ Hz که ناشی از موده‌های ارتعاشی دستگاه رهاسازی و برخورد فلز با فلز است حذف شود بایستی سیگنال‌ها فیلتر

1- Butterworth
2- Stopband

در این حالت می‌توان از شکل‌های ۱۱ و ۱۲ نسبت میرایی را حساب کرد. همان طوری که به صورت شهودی مشخص است میرایی در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ و بر حسب شماره سیکل متفاوت 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 ۰/۱ تا ۰/۱۴ متغیر است. میرایی بیشتر در سیکل‌های آخر روی می‌دهد. می‌توان مقدار متوسط میرایی را برای این ارتفاع حدود ۰/۱۲ فرض کرد. برای ارتفاع ۱۲۰ سانتی‌متر نسبت میرایی از ۰/۱۸ تا ۰/۳۲ 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 می‌شود. این مزیت کیسه هوا می‌باشد که در ضربات شدید میرایی زیادی القاء می‌کند که تا حد زیادی شوک را کنترل می‌کند. از بقیه معلومات نیز می‌توان ضریب میرایی را به دست می‌آورد. از تعریف ζ استفاده می‌کنیم:

$$\zeta = \frac{C}{2\sqrt{Km}} \quad (5)$$

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

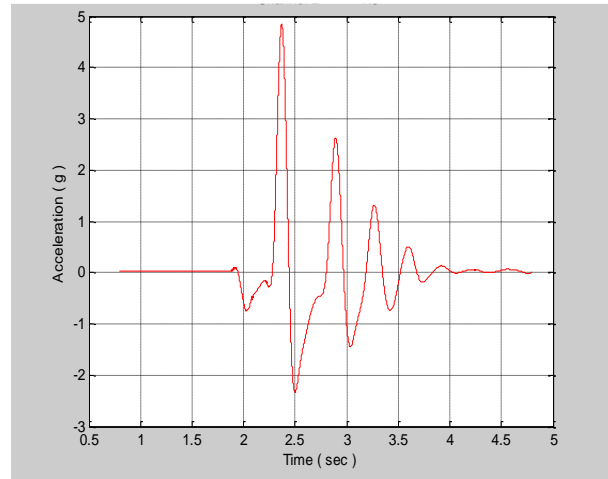
$$0.12 = \frac{C}{2\sqrt{23000 \times 65}}, \rightarrow \quad (6)$$

$$C = 293 \frac{Ns}{m}$$

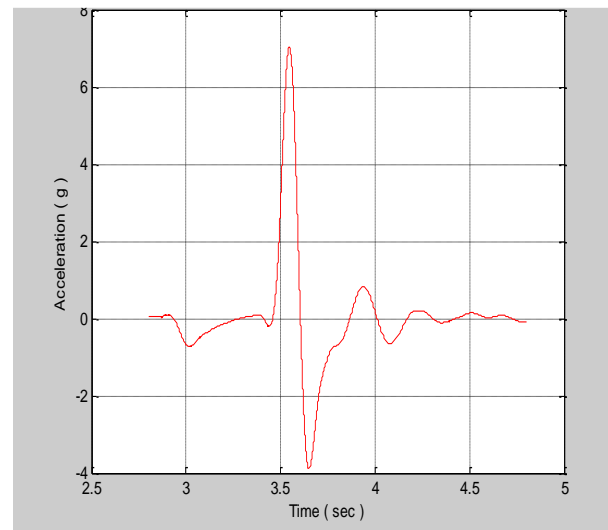
تحلیل‌های قبل برای شناسایی پارامترهای دینامیکی فقط بر اساس ارتفاع‌های رهاسازی ۴۰ و ۱۲۰ سانتی‌متر بود. ولی آزمون‌های دیگری با ارتفاعات رهاسازی دیگری نیز انجام شد که هدف آن بررسی حداکثر شتاب بر حسب ارتفاع بود. جدول ۱، حداکثر شتاب بر حسب ارتفاع رهاسازی را به دست می‌دهد. نمودار متناظر در شکل ۱۳ ارائه شده 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 ضربه‌گیرها و میزان شوک اعمالی به محموله، تحلیل شوک بسیار مهم است. بر این اساس برای کمی کردن اثرات شوک بر روی محموله و تجهیزات آن، از طیف پاسخ



شکل (۱۱): تاریخچه زمانی فیلتر شده شتاب متناظر با شکل ۵.



شکل (۱۲): تاریخچه زمانی فیلتر شده شتاب متناظر با شکل ۶.

برای به دست 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^۱ استفاده می‌شود [۱۵]. مقدار کاهش لگاریتمی δ تعریف می‌شود:

$$\delta = \ln \frac{x(t)}{x(t+T)} \quad (3)$$

که، $x(t)$ دامنه در زمان t و T پریود می‌باشد. رابطه بین نسبت میرایی ζ و کاهش میرایی δ طبق رابطه زیر است:

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

¹- Logarithmic Decrement

سیگنال شوک اعمالی یک ورودی پایه است انجام می‌شود. پس معادله حرکت را می‌توان نوشت:

$$\ddot{z} + 2\zeta\omega_n\dot{z} + \omega_n^2 z = -\ddot{y}. \quad (7)$$

با توجه به نامعلوم بودن معادله پالس ورودی \ddot{y} ، از انتگرال‌گیری عددی برای استخراج جواب استفاده شده است که به فرم زیر است:

$$\begin{aligned} \dot{x}_i &= 2 \exp(-\zeta\omega_n\Delta t) \cos(\omega_d\Delta t) \dot{x}_{i-1} - \\ &\exp(-2\zeta\omega_n\Delta t) \dot{x}_{i-2} + 2\zeta\omega_n\ddot{y}_i\Delta t + \\ &\omega_n\Delta t \exp(-\zeta\omega_n\Delta t)^* \\ &\left\{ \frac{\omega_n}{\omega_d} (1-2\zeta^2) \sin(\omega_d\Delta t) - 2\zeta \cos(\omega_d\Delta t) \right\} \ddot{y}_{i-1}. \end{aligned} \quad (8)$$

که در آن ζ نسبت میرایی، $\omega_d = \omega_n\sqrt{1-\zeta^2}$ فرکانس طبیعی میراشونده، Δt گام زمانی، x_i پاسخ در زمان t ، x_{i-1} پاسخ در زمان $t - \Delta t$ ، x_{i-2} پاسخ در زمان $t - 2\Delta t$ ، y_i ورودی پایه در زمان t ، y_{i-1} ورودی پایه در زمان $t - \Delta t$ می‌باشد. با توجه به رابطه بالا و ورودی مورد نظر (تاریخچه‌های زمانی تست رهاسازی)، پاسخ شتاب قابل محاسبه می‌باشد.

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 می‌شود. 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 ۱۰۰۰ Hz شوکی خطرناک است که بیشتر از ۸۰۰ g باشد. بر این اساس، مقدار آستانه خطر شوک برای هر جزء عبارت است از:

$$(9) \quad (\text{Hz}) \text{ فرکانس طبیعی} * 0.8 (\text{g/Hz}) = \text{مقدار آستانه}$$

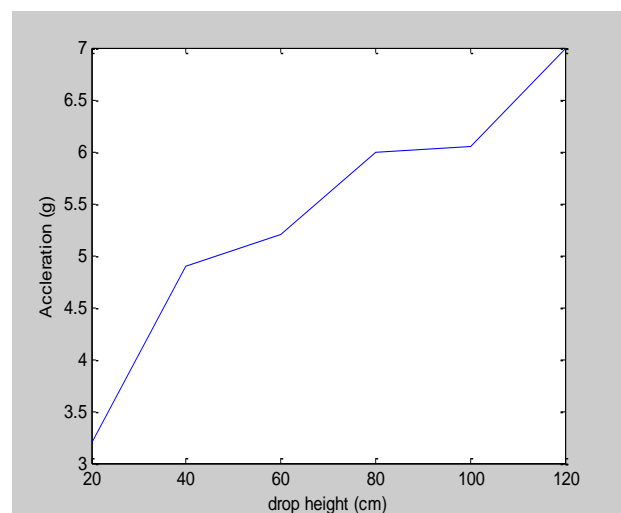
این فرمول براساس مشاهداتی بیان شده است که اگر مقدار SRS سرعت برای تجهیزات با کیفیت نظامی کمتر از 254 cm/sec باشد، این تجهیزات دچار شکست نمی‌شوند. البته باید توجه داشت که این مقدار دارای ۶ dB حاشیه اطمینان است [۱۲]. با این حال از این رابطه تجربی می‌توان به راحتی برای مقاصد طراحی استفاده کرد.

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

طیف 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 می‌شود [۱۵]. در SRS فقط مقدار ماکزیمم پاسخ موجود در یک تاریخچه زمانی جستجو می‌شود. این مفهوم برای کمی کردن اثرات شوک‌های وارد بر محموله ناشی از رهاسازی استفاده می‌شود. 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 می‌شود [۱۲]. توجه شود که رابطه بین مقدار نسبت میرایی و فاکتور کیفیت به صورت $Q = \frac{1}{2\zeta}$ می‌باشد.

جدول (۱): شتاب بر حسب ارتفاع رهاسازی.

شتاب (g)	ارتفاع رهاسازی (cm)
۳٫۲	۲۰
۴٫۹	۴۰
۵٫۲	۶۰
۶	۸۰
۶٫۰۵	۱۰۰
۷	۱۲۰



شکل (۱۳): نمودار شتاب بر حسب ارتفاع رهاسازی.

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

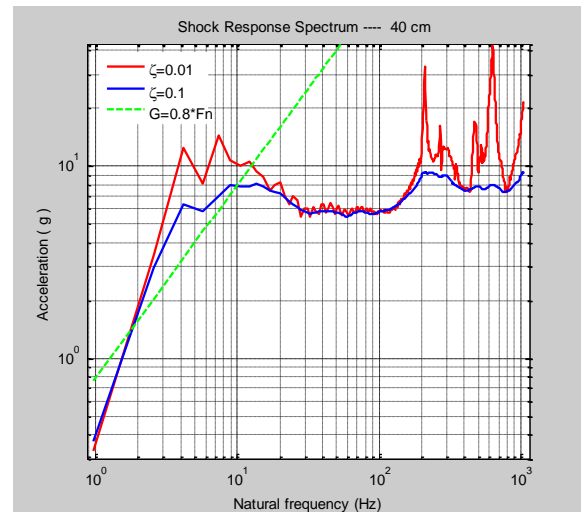
غیرخطی است ولی با تقریب می‌توان برای آن سختی و میرایی متوسط استخراج کرد. برای انجام آزمایشات از دستگاه آزمون رهاسازی استفاده شد و کیسه هوا به صورت یک سیستم یک درجه آزادی مدل شد. برای محاسبه خواص دینامیکی، در فضای فرکانسی از طیف توان شتاب پاسخ استفاده شد. برای محاسبه میرایی در فضای زمانی، روش کاهش لگاریتمی 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 می‌دهد. برای اولین بار است که این روش برای شناسایی دینامیکی کیسه‌های هوا به کار می‌رود. برای کیسه هوای موجود مقدار سختی حدود 23000 N/m به دست می‌آید.

در مرحله بعد با استفاده از اندازه‌گیری‌های انجام شده، طیف پاسخ شوک رسم شد تا با استفاده از آن، مقدار شدت شوک اندازه‌گیری شود که در تحلیل و طراحی مهم است. برای انتگرال‌گیری از معادلات دیفرانسل، از روش‌های عددی استفاده شد. با به کارگیری 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 $1-10 \text{ Hz}$ محدوده بحرانی است و در حد امکان فرکانس طبیعی سامانه نباید در این محدوده باشد.

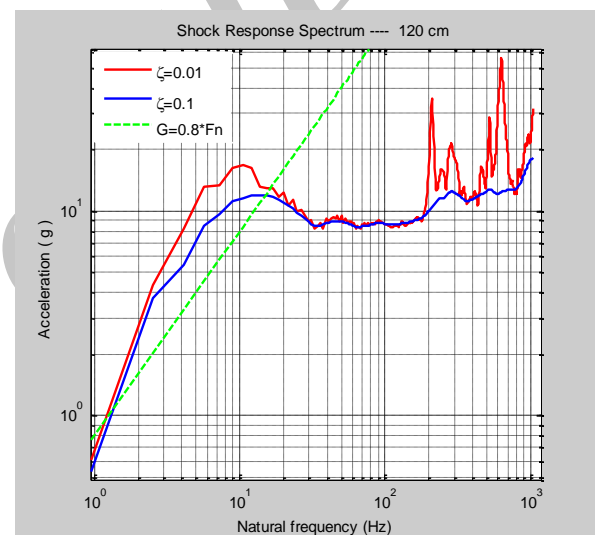
مشاهده می‌شود استفاده از آزمون رهاسازی، ابزار قدرتمندی در تعیین شدت شوک و استخراج خواص دینامیکی کیسه‌های هوا می‌باشد که قابلیت استفاده در صنایع کاربردی را به خوبی داراست و در تحلیل و طراحی سامانه‌های دارای کیسه هوا مفید می‌باشد.

۶- مراجع

1. Knack, T.W. "Parachute Recovery Systems: Design Manual", California: Para Pub., 1992.
2. 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.
3. 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.
4. 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.



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



شکل (۱۵): طیف پاسخ شوک (ارتفاع رهاسازی ۱۲۰ cm).

بدین ترتیب شکل‌های ۱۴ و ۱۵ برای نسبت‌های میرایی ۰/۱ و ۰/۰۱ 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 می‌شود و مطلوب‌تر است. همچنین نتیجه دیگر این است که محدوده $1-10 \text{ Hz}$ به خاطر وجود فرکانس طبیعی کیسه هوا محدوده‌ای است که مقادیر از سطوح مجاز بیشتر شده است. در نتیجه فرکانس طبیعی محموله نباید در این محدوده باشد.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله ابتدا خواص دینامیکی کیسه هوا (سختی و میرایی) به صورت تجربی استخراج شد. رفتار کیسه هوا

5. 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.
6. 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.
7. Taylor, A. "Design and Testing of the Kistler Landing System Parachutes", 15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, 1999.
8. 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.
9. 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.
10. 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.
12. 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 Hosseini, A. "Wing Flutter Analysis of Model with Experimental and Theory Method". Mech. & Aero. Eng., Vol. 8, No. 3, pp. 69-76, 2012, (In Persian).
14. 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).
15. Himmelblau, 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.
16. Oppenheim, A.V., Schaffer, R.W. and Buck, J.R. "Discrete-Time Signal Processing", Prentice Hall, New Jersey, 1998.

Archive