

استفاده از راکت برگشتی در جدایش محموله همراه با چرخش اولیه و تحلیل دینامیکی آن

سعید سرخیل^{۱*}، سید ابراهیم گردون زاده^۲، امیر احمد حسینی طاهری^۳ و مجید دارنده^۴

اطلاعات مقاله	چکیده
<p>واژگان کلیدی: محموله بر، جدایش محموله، راکت برگشتی، مرحله غیر فعال، دینامیک جدایش.</p>	<p>در این پژوهش روش جدیدی در جدایش محموله از مرحله غیر فعال محموله بر ارائه گردیده است. در این روش علاوه بر مکانیزم فنری فشاری که در سیستم‌های معمول جدایش محموله استفاده می‌شود از دو راکت برگشتی که به صورت متقارن روی بدنه مرحله غیرفعال نصب می‌شوند استفاده شده است. عملکرد راکت‌های برگشتی چند میلی‌ثانیه بعد از فرآیند قطع اتصال و جدایش محموله آغاز می‌شود تا اغتشاشی در حرکت محموله به عنوان مرحله فعال به وجود نیاید. معادلات حرکت خطی و دورانی با استفاده از نرم‌افزار MATLAB حل شده‌اند و تحلیل نرم‌افزاری در محیط ADAMS انجام گرفته است. نتایج تحلیل و مقایسه آن با تحلیل‌های نرم‌افزاری و آزمایش نشان می‌دهد که از این روش می‌توان به عنوان یک ابزار مناسب در دورکنندگی محموله از مرحله غیر فعال به نحوی که الزامات جدایش ایمن را برآورده کند استفاده کرد.</p>

۱- مقدمه

محموله‌برهای پروتون (Proton) در ۲۰۰۷، فالکون (Falcon) در ۲۰۰۸، تائوروس (Taurus) در ۲۰۰۹ و عدم قرارگیری صحیح محموله در موقعیت مورد نظر در محموله‌برهای تیتان (Titan) در ۱۹۹۰، پگاسوس (Pegasus) در ۱۹۹۱، دلتا-۲ (Delta-2) در ۱۹۹۵ و کاسموس (Kosmos) در ۲۰۰۵ ناشی از عملکرد نامناسب سیستم جدایش بوده است.

در حالت کلی سیستم جدایش شامل چند زیرسیستم می‌باشد که عبارتند از: جدایش بوستر [۳]، جدایش مراحل [۴]، جدایش فیرینگ [۵] و جدایش محموله (Payload). جدایش محموله از این لحاظ که آخرین مرحله از مأموریت محموله بر می‌باشد و همچنین حساسیت‌های زیادی در تزریق (Injection) صحیح آن وجود دارد از اهمیت زیادی برخوردار است و توسط محققان زیادی

نیاز روزافزون به ارتباطات رادیویی، ناوبری، عملیات شناسایی، اینترنت پر سرعت و پیش‌بینی‌های آب و هوایی مستلزم قرارگیری محموله‌های متعدد و پیچیده در مدارهای مشخص می‌باشد و بنابراین نیاز به رشد فن‌آوری محموله‌برها (Launch vehicles) بدیهی به نظر می‌رسد. دومین عامل در شکست مأموریت‌های تعریف شده برای محموله‌برها، مبحث جدایش (Separation) و ایرادات ناشی از آن است [۱،۲]. به عنوان نمونه شکست مأموریت

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: sarkheil@mech.sharif.edu

۱. دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف،

تهران، ایران

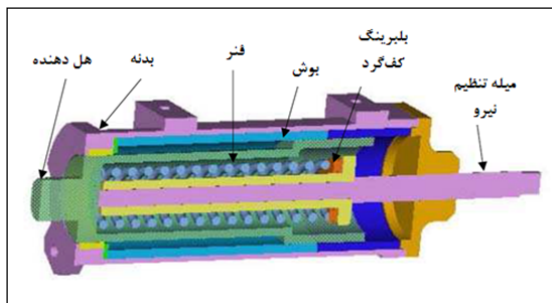
۲. کارشناس، دانشگاه آزاد اسلامی- واحد تهران جنوب، تهران، ایران

۳. کارشناس ارشد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

۴. کارشناس ارشد، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

مرحله غیرفعال، دو مجموعه با یکدیگر برخورد کنند. این برخورد باعث ایجاد نیرو و گشتاور روی هر دو مجموعه شده و محموله را از مسیر تعیین شده منحرف می‌کند. بنابراین مکانیزم جدایش باید به گونه‌ای طراحی گردد که از برخورد بین دو مجموعه جلوگیری کند. روابط دینامیکی حاکم بر مجموعه با استفاده از مراجع [۹ و ۱۰] بدست آمده‌اند.

همانطور که در مقدمه نیز اشاره گردید به منظور جدایش محموله از مکانیزم فنری فشاری استفاده می‌شود. مکانیزم فنری مورد استفاده مشابه آنچه در شکل ۱ نشان داده شده است می‌باشد و نیروی آن از رابطه ۱ بدست می‌آید.



شکل ۱- مقطع برش خورده مکانیزم فنری [۱۱]

$$F_s = \begin{cases} B - kx = B - k(x_p - x_2), & x < L \\ 0, & x > L \end{cases} \quad (1)$$

که F_s نیرو، x فاصله نسبی محموله و مرحله غیرفعال، B نیروی ماکزیمم، K سختی و L طول کورس فنر است. از آنجا که در قسمت انتهایی کورس فنر انرژی چندان زیادی وجود ندارد برای استفاده بهینه از فضای محدود زیر محموله، با ایجاد قید مکانیکی از حرکت فنر در انتهایی کورس آن جلوگیری می‌شود [۱۱].

یکی از ملزومات محموله مورد بررسی چرخش آن حول محور حرکتی خود پس از جدایش می‌باشد. بنابراین لازم است که مکانیزمی برای رساندن محموله به این سرعت زاویه‌ای در حین جدایش تعبیه گردد. این چرخش علاوه بر داشتن مقداری از پیش تعیین شده و با تفرانس محدود،

مورد بررسی قرار گرفته است [۶ و ۷]. جدایش محموله باید به گونه‌ای باشد که اولاً برخوردی بین محموله و مرحله غیرفعال بوجود نیاید و ثانیاً اغتشاش ایجاد شده در حرکت محموله و میزان آلودگی ناشی از فرآیند جدایش حداقل باشد. در ضمن الزامات ذکر شده در مورد محدودیت‌های محموله از جمله میزان شتاب و سطح شوک اعمالی به آن نیز باید مورد توجه قرار گیرد.

سیستم جدایش محموله از سه قسمت اصلی تشکیل شده است که عبارتند از: مکانیزم اتصال، مکانیزم قطع اتصال و مکانیزم دورکننده. با توجه به مأموریت‌های مختلف محموله‌ها و شرایط فیزیکی و عملکردی آنها تاکنون از روش‌های زیادی در مکانیزم‌های اتصال و قطع اتصال استفاده شده است، اما مکانیزم دور کننده معمولاً شامل فنرهای مارپیچ فشرده شده است که انرژی لازم برای دورکنندگی را فراهم می‌کنند [۷]. Raob و همکارانش نیز سیستم جدایش محموله با استفاده از مکانیزم‌های فنری را طراحی و تحلیل نموده‌اند [۶].

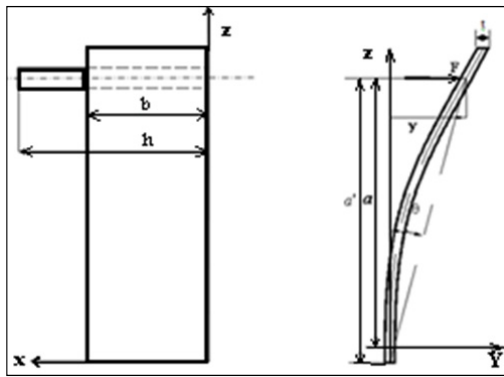
در پژوهش حاضر، روش جدایش فنری مناسب تشخیص داده نشد. چرا که به دلیل وجود تراست باقیمانده بالا، اطمینان کافی از عدم برخورد ماهواره با مرحله غیرفعال حاصل نخواهد شد و مأموریت شکست با شکست مواجه خواهد شد. بنابراین لازم است از مکانیزم دیگری برای کمک به مکانیزم فنری استفاده شود. با توجه به تجربه موفق استفاده از راکت برگشتی (Retro raket) در جدایش مراحل، به نظر می‌رسد بتوان از همین روش در جدایش محموله نیز استفاده کرد. هدف از پژوهش حاضر بررسی دینامیکی استفاده از راکت برگشتی نصب شده روی مرحله غیرفعال برای جدایش محموله می‌باشد.

۲- مدلسازی

بعد از جدایش محموله از مرحله غیرفعال ممکن است در اثر پایین بودن سرعت نسبی جدایش یا شتاب‌گیری

در رابطه ۲، تعداد مکانیزم‌های فنری، m_p جرم محموله، m_2 جرم مرحله غیر فعال، I_p ممان اینرسی محموله حول محور طولی، I_2 ممان اینرسی مرحله غیر فعال حول محور طولی، r فاصله شعاعی فنر فشاری تا مرکز محموله، a' فاصله شعاعی محل اعمال نیروی فنر تخت تا مرکز محموله (شکل ۳)، x_p جابجایی محموله، x_2 جابجایی مرحله غیر فعال، θ_0 زاویه تراست راکت برگشتی با محور موشک، θ_p زاویه چرخش محموله، θ_2 زاویه چرخش مرحله غیر فعال، Tr تراست باقیمانده موتور مرحله غیر فعال و F_b نیروی راکت برگشتی وارد بر این مرحله می‌باشد.

N_s نیروی وارد از طرف هر فنر تخت به محموله می‌باشد. این نیرو تا زمانی عمل می‌کند که فاصله‌ی محموله و مرحله غیرفعال از طول میله رابط (h) کمتر بوده و همچنین زاویه فنر تخت بیشتر از صفر باشد. بنابراین با توجه به شکل ۳ که نمای شماتیک فنر تخت را نشان داده برای این نیرو می‌توان رابطه‌ی ۳ را ارائه نمود [۱۳].



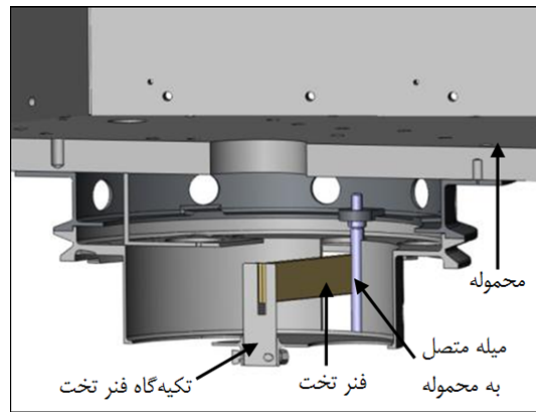
شکل ۳ نمای شماتیک یک فنر تخت

$$N_s = \begin{cases} \frac{3.n.E.I_{xx}}{a^3} y, & (x < h) \text{ and } (\theta > 0) \\ 0, & (x \geq h) \text{ or } (\theta > 0) \end{cases} \quad (3)$$

در رابطه ۳، n تعداد لایه‌های فنر تخت، E مدول یانگ، a فاصله محل اعمال نیروی فنر تخت تا تکیه‌گاه آن

لازم است که تا حد مطلوبی خالص باشد. به این معنا که دوران محموله باید تنها حول محور آن انجام گیرد و از دوران ناخواسته حول محوره‌های دیگر جلوگیری به عمل آید.

به منظور ایجاد گشتاور دورانی در حین جدایش مطابق شکل ۲ از فنر تخت در طراحی استفاده شده است. طرز کار فنر تخت بدین صورت است که ابتدا در داخل تکیه‌گاه خود قرار گرفته و مقداری از حالت تعادل منحرف می‌شود. سپس انتهای آن به ۲ میله متصل به محموله تکیه داده می‌شود. بدین ترتیب فنر یک گشتاور پیچشی به محموله اعمال می‌کند که در هنگام جدایش موجب دوران آن می‌شود [۱۲].



شکل ۲- نمای برش‌خورده اجزای درگیر در حرکت دورانی محموله

با ارائه توضیحات مقدماتی می‌توان به مدلسازی مجموعه پرداخت. با فرض ثابت ماندن جرم مرحله غیرفعال در زمان جدایش معادلات حاکم بر سیستم به صورت زیر بدست می‌آیند.

$$\sum F = m\ddot{x} \rightarrow \begin{cases} n_s F_s - 2F_f = m_p \ddot{x}_p \\ Tr - 2F_b \cos(\theta_0) - n_s F_s + 2F_f = m_2 \ddot{x}_2 \end{cases} \quad (2)$$

$$\sum M = I\ddot{\theta} \rightarrow \begin{cases} 2a' N_s - n_s r N_f = I_p \ddot{\theta}_p \\ \ddot{\theta}_2 = (I_p / I_2) \ddot{\theta}_p \end{cases}$$

ضریب اطمینان ۱/۱ ایجاب می‌کند که رابطه بین θ_0 و t به صورت زیر باشد [۱۳].

$$t.\theta_0 \leq \frac{2a^2\sigma_{\max}}{3.3E.a'} \quad (۸)$$

از طرفی برای رسیدن به سرعت زاویه‌ای مطلوب، لازم است که مقدار N_s از یک حدی بیشتر باشد. همانطور که از رابطه‌ی ۵ بر می‌آید، مقدار این نیرو با n ، θ_0 و توان سوم t نسبت مستقیم دارد. بنابراین تغییر t تغییرات نسبتاً شدیدی را بر مقدار نیرو اعمال می‌کند. با توجه به ورق‌های فولادی موجود می‌توان از این پارامتر به عنوان تنظیم عمومی و از θ_0 به عنوان تنظیم دقیق طراحی استفاده کرد. برای تنظیم سرعت زاویه‌ای نهایی نیز از دو پارامتر باقی‌مانده شامل n و b اولی را به عنوان تنظیم عمومی و دومی را به عنوان تنظیم دقیق به کار برد. دلیل این مطلب این است که پارامتر n اولاً گسسته بوده و ثانیاً با توجه به محدودیت‌های مکانی و مونتاژ، بازه بسیار محدودی برای آن وجود دارد.

۳- صحنه‌گذاری بر مدل

در این بخش با توجه به مشخصات به‌دست آمده برای فنر تخت، حرکت سیستم در حالت حرکت و دوران یک بعدی بررسی شده و با مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی توسط نرم‌افزار تأیید شده است. به این منظور ابتدا معادلات حرکتی سیستم توسط نرم‌افزار متلب (MATLAB) حل شد. سپس مدل محموله و اتصال آن به فنرهای فشاری و فنر تخت در نرم‌افزار ادمز (ADAMS) شبیه‌سازی گردید. به این ترتیب که نیروهای عمودی حاصل از فنرهای فشاری تابعی خطی از فاصله محموله و مرحله غیرفعال، و گشتاور اعمالی توسط فنر تخت نیز تابعی خطی از زاویه دوران محموله مدل گردید. نیروهای اصطکاکی هم با توجه به نیروهای عمود بر سطوح به سیستم اعمال شدند.

(شکل ۳) و I_{xx} ممان دوم سطح فنر تخت می‌باشد. γ بیانگر مقدار جابجایی انتهای فنر تخت است. با فرض کوچک بودن زاویه دوران و با توجه به این مطلب که مقدار زاویه چرخش فنر، قرینه‌ی زاویه چرخش محموله است، برای جابجایی انتهای فنر خواهیم داشت:

$$y = a'.\theta \quad (۴)$$

با جایگذاری $I_{xx} = bt^3/12$ که b پهنای فنر تخت و t ضخامت آن می‌باشد، نیروی اعمالی فنر تخت در زمان درگیری میله رابط با آن برابر مقدار زیر است.

$$N_s = \frac{n.a'.b.E.t^3}{4a^3}\theta \quad (۵)$$

F_f نیروی اصطکاک بین فنر تخت و محموله بوده و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$F_f = \begin{cases} \mu_{d1}.N_s & , (\mu_{s1}.N_s < n_s.F_s/2) \\ n_s.F_s/2 & , (\mu_{s1}.N_s \geq n_s.F_s/2) \end{cases} \quad (۶)$$

که μ_{d1} و μ_{s1} به ترتیب ضریب اصطکاک استاتیکی و دینامیکی بین فنر تخت و محموله می‌باشند. به همین ترتیب نیروی اصطکاک بین فنرهای فشاری و کف محموله، N_f ، مطابق معادله زیر است:

$$N_f = \begin{cases} \mu_{d2}.F_s & , \left(\mu_{s2}.F_s < \frac{2.a'}{n_s.r}.N_s \right) \\ \frac{2.a'}{r}.N_s & , \left(\mu_{s2}.F_s \geq \frac{2.a'}{n_s.r}.N_s \right) \end{cases} \quad (۷)$$

در انتها از رابطه $\ddot{\theta}_2 = \frac{I_p}{I_2}\ddot{\theta}_p$ می‌توان مقدار چرخش

مرحله غیرفعال را حساب نموده و مقدار چرخش مطلق محموله را به دست آورد.

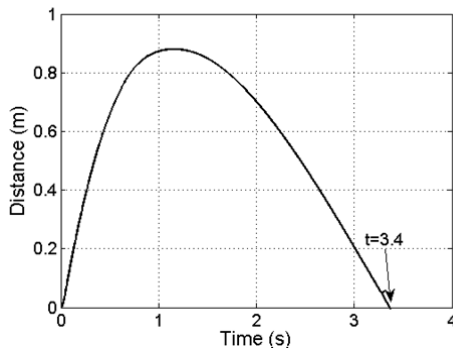
از جمله الزامات جدایش محموله از مرحله غیر فعال حداکثر شتاب اعمالی به محموله، سرعت دورانی محموله و سرعت نسبی پایدار بین محموله و مرحله غیر فعال است. محدودیت‌های تنشی فنر تخت با در نظر گرفتن

استناد به مطالب قسمت مدلسازی پارامترهای زیر برای اجزای مکانیزم جدایش با سعی و خطا تعیین شدند.

جدول ۳- پارامترهای طراحی بدست آمده

واحد	مقدار	مشخصه	
---	۵	n_s	فنر فشاری
N	۷۹۲	B	
N / m	۸۳۲۰	K	
mm	۵۵	L	فنر تخت
mm	۳۰	b	
mm	۳	t	
mm	۱۲۳	a	
mm	۱۱۳	a'	
mm	۶۰	h	
---	۲	n	

ابتدا مسأله بدون در نظر گرفتن نیروی راکت برگشتی حل شد. با در نظر گرفتن روابط ۱ تا ۷ نمودار فاصله محموله از مرحله غیر فعال در این حالت مطابق شکل ۵ بدست می‌آید.



شکل ۵- نمودار فاصله محموله از مرحله غیر فعال بدون استفاده از راکت برگشتی

همانطور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود در صورت استفاده نکردن از راکت برگشتی ۳/۴ ثانیه بعد از ارسال فرمان قطع اتصال و جدایش، برخورد بین محموله و مرحله غیر فعال بوجود آمده است. باید توجه داشت که در صورت استفاده از فنر به عنوان تنها مکانیزم دور کننده این برخورد غیر قابل اجتناب خواهد بود زیرا افزایش تعداد فنرها و یا نوع آنها باعث خواهد شد شتاب اعمالی به

ضرایب اصطکاک استاتیکی و دینامیکی در این تحلیل‌ها به ترتیب ۰/۵ و ۰/۴ در نظر گرفته شد.

۴- شبیه سازی و ارائه نتایج

اطلاعات و ورودی‌های تحلیل دینامیک را می‌توان به سه دسته تقسیم کرد: ۱- ورودی‌های تحلیل ۲- الزامات و ۳- پارامترهای طراحی شده. ورودی‌های تحلیل و الزامات به ترتیب در جداول ۱ و ۲ نشان داده شده‌اند.

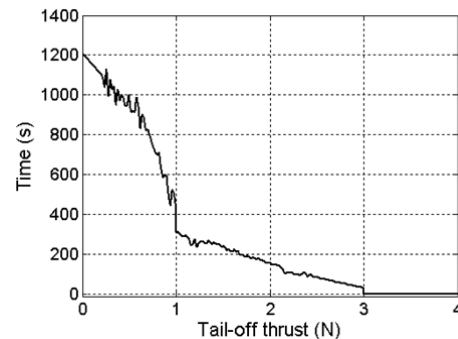
جدول ۱- پارامترهای ورودی تحلیل

واحد	مقدار	پارامتر
kg	۷۰	جرم محموله
kg	۸۰۰	جرم مرحله غیر فعال
$kg.m^2$	۳/۶	ممان اینرسی محموله حول محور طولی
$kg.m^2$	۱۱۰	ممان اینرسی مرحله غیر فعال حول محور طولی

جدول ۲- الزامات تحلیل

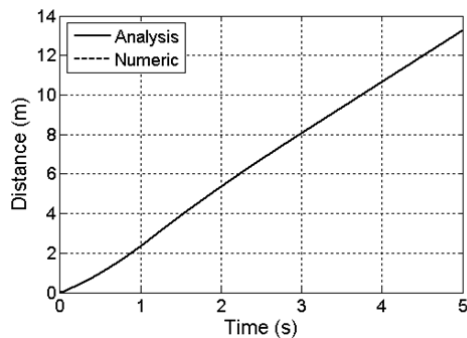
واحد	مقدار	پارامتر
m/s^2	۵g	شتاب اعمالی به محموله
m/s	۲-۲/۵	سرعت نسبی محموله و مرحله غیر فعال
rpm	۵-۶	سرعت زاویه‌ای محموله

نمودار تراست باقیمانده که توسط سازندگان موتور مرحله غیر فعال ارائه شده است در شکل ۴ نشان داده شده است.



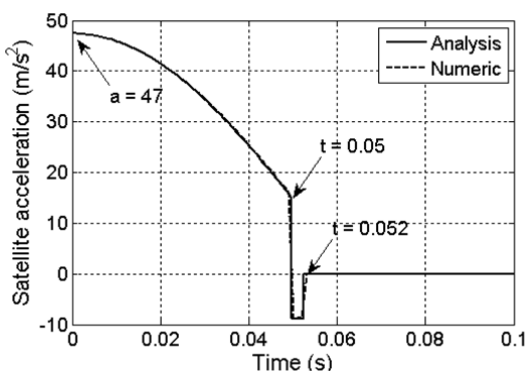
شکل ۴- نمودار تراست باقیمانده

با استفاده از داده‌های جدول ۱ و در نظر داشتن الزامات موجود در جدول ۲ و محدودیت‌های فیزیکی، در نهایت با



شکل ۷- نمودار فاصله محموله از مرحله غیرفعال با استفاده از راکت برگشتی

همانطور که در شکل ۷ مشاهده می‌شود نمودار حل‌های تحلیلی و نرم‌افزاری مطابقت کامل با یکدیگر دارند. نمودار شتاب محموله در شکل ۸ نشان داده شده است.

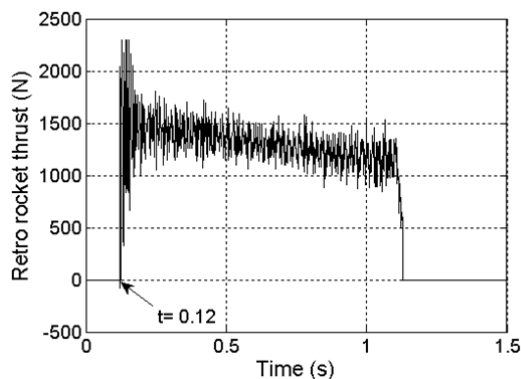


شکل ۸- نمودار شتاب خطی محموله

همانطور که شکل ۸ نشان می‌دهد شتاب محموله در لحظه اول 47 m/s^2 می‌باشد و بنابراین الزام مورد نظر را برآورده کرده است. شتاب منفی اعمالی به محموله نیاز به اندکی توضیح دارد. با توجه به جدول ۳ مشخص است که طول میله متصل به محموله ۶۰ میلی‌متر و طول کورس مکانیزم فنری ۵۵ میلی‌متر است. لذا بعد از اتمام طول کورس فنرهای فشاری، اتصال فنر تخت به میله مذکور قطع نشده و بنابراین با توجه به اصطکاک موجود میان فنر تخت و میله رابط یک شتاب منفی به محموله اعمال می‌شود. پس از جدا شدن محموله از فنر تخت دیگر نیرویی به آن اعمال نشده و در نتیجه شتاب محموله صفر

محموله از الزام داده شده بیشتر شده و در نتیجه محموله نتواند مأموریت خود را به درستی انجام دهد.

علت اصلی این برخورد، تراست باقیمانده بالا در موتور مرحله غیرفعال می‌باشد. از آنجا که تراست باقیمانده جزء ورودی‌های مسأله است و امکان تغییر و کاهش آن وجود ندارد لازم است به نحوی بر تراست باقیمانده غلبه کرد و یا از تأثیر آن کاست. لذا به منظور تأمین شرایط جدایش ایمن و مطمئن، در این پژوهش از راکت برگشتی نصب شده روی مرحله غیر فعال به عنوان یک ابزار دورکننده کمکی به فنرهای جدایش استفاده گردید. بدین ترتیب که دو راکت برگشتی در طرفین مرحله غیر فعال و با زاویه نازل ۲۵ درجه نسبت به محور طولی ماهواره بر قرار داده شد که نیرویی در خلاف جهت حرکت به آن اعمال کرده و باعث دور شدن مرحله غیر فعال از محموله می‌شد. با توجه به اینکه ممکن بود عملکرد غیریکسان یا غیرهمزمان راکت‌های برگشتی باعث ایجاد اغتشاش در حرکت محموله شود، زمان شروع عملکرد آنها ۰/۱۲ ثانیه بعد از ارسال فرمان جدایش در نظر گرفته شد. نمودار ارائه شده برای راکت برگشتی مورد استفاده بر حسب زمان که توسط سازنده آن ارائه شده در شکل ۶ آورده شده است.



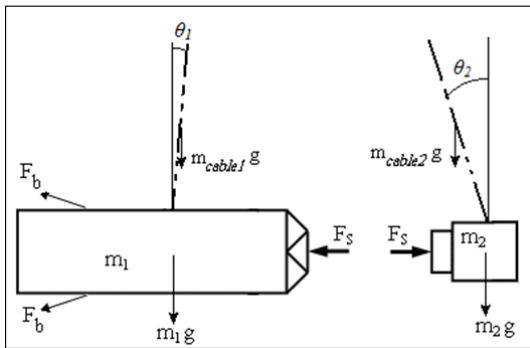
شکل ۶- نمودار تراست راکت برگشتی

با استفاده از راکت برگشتی نمودار فاصله بر حسب زمان مطابق شکل ۷ شد. در این نمودار نتایج تحلیل نرم‌افزاری انجام شده نیز آمده است.

علت عدم دوران محموله در لحظات اولیه، وجود اصطکاک بالا بین محموله و فنرهای فشاری است. بدین ترتیب که نیروی زیاد فنرهای فشاری در لحظات اولیه باعث می‌شود گشتاور حاصل از فنر پیچشی نتواند بر گشتاور اصطکاکی غلبه کند و در نتیجه سرعت دورانی در میزان صفر ثابت بماند.

۵- انجام آزمایش

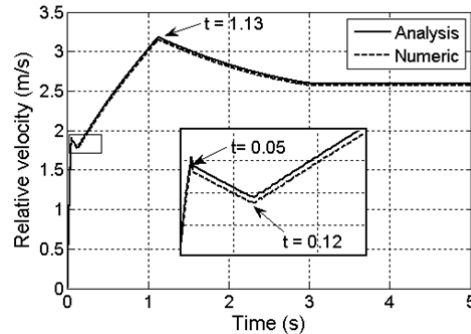
به‌منظور اطمینان از تحلیل انجام شده و طراحی مبتنی بر آن، همچنین اطمینان از صحت عملکرد راکت‌های برگشتی به‌کار رفته، آزمایشی برای بررسی جدایش محموله ترتیب داده شد. به‌منظور ایجاد حرکتی که تا حد ممکن خطی باشد محموله و مرحله غیر فعال توسط کابل‌های مخصوص بسیار بلندی به سقف یک سوله مرتفع متصل شدند و آزمایش به‌صورت آونگی انجام گرفت [۱۴]. شکل ۱۱ نمای شماتیک مجموعه آزمایش و دیاگرام آزاد آن را نشان می‌دهد.



شکل ۱۱- دیاگرام آزاد مجموعه آزمایش

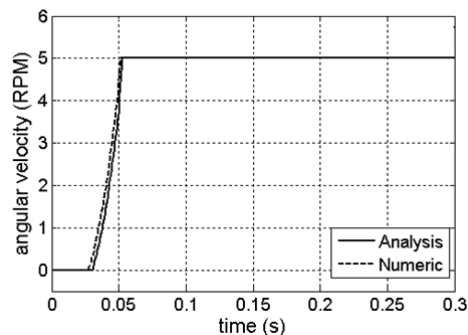
جهت تعلیق مدل محموله و مرحله غیرفعال می‌بایست از کابل‌هایی استفاده شود که کمترین قطر ممکن را داشته باشند تا وزن کابل‌ها تأثیر هرچه کمتری بر روی حرکت آنها داشته باشد. تمامی تجهیزات مورد استفاده در آزمایش می‌بایست دقیقاً مشابه تجهیزات مورد استفاده در مجموعه واقعی باشند.

می‌شود. نمودار سرعت نسبی محموله و مرحله غیر فعال در شکل ۹ نشان داده شده است.



شکل ۹- نمودار سرعت نسبی محموله و مرحله غیرفعال

همانطور که در شکل ۹ مشخص می‌باشد میزان سرعت نسبی پایدار ۲/۶ متر بر ثانیه است و الزام مورد نظر (جدول ۲) را برآورده می‌کند. روند تغییرات سرعت نسبی را می‌توان بدین ترتیب توضیح داد: افزایش سرعت نسبی در بازه ۰ تا ۰/۰۵ ثانیه به علت عملکرد فنرهای فشاری، کاهش سرعت نسبی در بازه ۰/۰۵ تا ۰/۰۵۲ ثانیه به علت اصطکاک بین فنر تخت و میله متصل به محموله و همچنین تراست باقیمانده، کاهش سرعت نسبی با شیب کمتر در بازه ۰/۰۵۲ تا ۰/۱۲ ثانیه به علت تراست پس‌ضربه، افزایش سرعت نسبی در بازه ۰/۱۲ تا ۱/۱۳ ثانیه به دلیل عملکرد راکت برگشتی، کاهش سرعت نسبی در بازه ۱/۲۶۲ تا ۳ ثانیه به دلیل وجود تراست باقیمانده و در نهایت ثابت شدن سرعت نسبی بعد از ۳ ثانیه به دلیل اتمام تراست باقیمانده. نمودار سرعت زاویه‌ای محموله که در شکل ۱۰ نشان داده شده است نیز نشان‌دهنده برآورده شدن الزام سرعت زاویه‌ای (جدول ۲) می‌باشد.



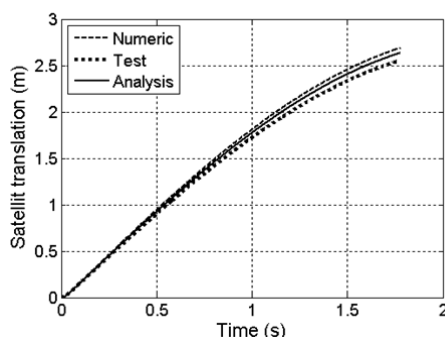
شکل ۱۰- نمودار سرعت زاویه‌ای محموله

محموله و مرحله غیرفعال و دنبال نمودن و مشخص کردن مسیر حرکت این نقطه در هر یک از فریم‌های بعدی پس از شروع جدایش در کل بازه زمانی می‌توان مشخصات حرکتی آن را به دست آورد.

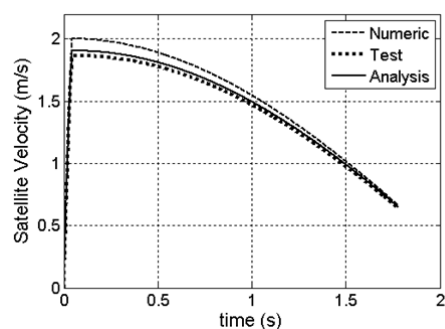
همچنین روی هر دو مجموعه شتابسنج‌هایی نیز نصب می‌شوند. با صرف‌نظر از تکرار معادلات حرکت در این حالت، به ارائه نمودارهای مورد نظر و تحلیل آنها پرداخته می‌شود.

لازم به ذکر است که نمودارهای تحلیلی ارائه شده در این قسمت، مربوط به شرایط آزمایش است. به عبارت دیگر نتایج آزمایش با تحلیل دینامیکی همان شرایط (بدون تراست باقیمانده و مکانیزم دورانی و همچنین با تعلیق آونگی) مقایسه شده است.

ابتدا حرکت محموله مورد بررسی قرار می‌گیرد. نمودار شکل‌های ۱۲ و ۱۳ به ترتیب جابجایی و سرعت محموله را در سه حالت تحلیلی، عددی و آزمایش نشان می‌دهند. جابجایی محموله با استفاده از شاخص‌های نصب شده روی آن و سرعت محموله با استفاده از انتگرال‌گیری از داده‌های شتابسنج بدست آمده است.



شکل ۱۲- نمودار جابجایی محموله در آزمایش



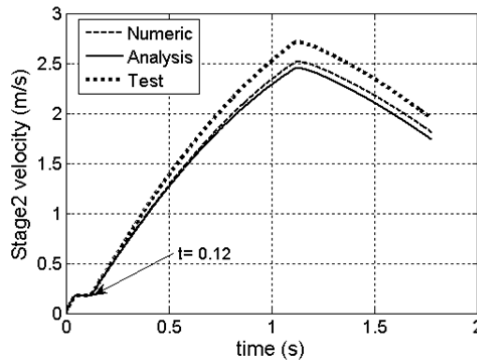
شکل ۱۳- نمودار سرعت محموله در آزمایش

لازم به یادآوری است که نوآوری طرح ارائه شده در استفاده از راکت‌های برگشتی است. بنابراین طراحی آزمایش باید به گونه‌ای انجام گیرد که امکان به‌کارگیری این راکت‌ها فراهم شود و تأثیر آنها در جدایش مورد بررسی قرار گیرد. حال اگر در آزمایش طراحی شده، امکان به‌کارگیری سایر سیستم‌های جدایش (از جمله مکانیزم دورانی محموله) فراهم نباشد باید محدودیت موجود را قبول کرد و به منظور دستیابی به اهداف آزمایش، مکانیزم جدایش را تغییر داد [۱۵]. در مجموع با توجه به اینکه جدایش محموله همراه با دوران قبلاً به صورت آزمایش عمودی انجام و تأیید شده است و همچنین امکان به‌کارگیری آن در آزمایش آونگی وجود ندارد در این مرحله از آن صرف‌نظر می‌شود. امکان اعمال تراست باقیمانده نیز در آزمایش‌های زمینی به هیچ وجه وجود ندارد. ذکر این نکته ضروری است که با توجه به پیچیدگی سیستم و همچنین عدم قطعیت‌های موجود در فرآیند ساخت و مونتاژ، به منظور اطمینان از تکرارپذیری نتایج آزمایش، آزمایش پنج تا هفت مرتبه تکرار می‌گردد.

با توجه به اینکه فنرهای مورد استفاده از نوع فنرهای استاندارد موجود در بازار نیستند و به صورت سفارشی ساخته شده‌اند و با در نظر گرفتن حساسیت‌های موجود در زمینه عملکرد یکسان فنرها برای جلوگیری از اغتشاش در حرکت محموله مبحث قابلیت اطمینان فنرها از اهمیت زیادی برخوردار است. لذا فنرهای مارپیچ و تخت به تعداد زیاد تولید و آزمایش شده و در نهایت با قابلیت اطمینان ۹۸ درصد مورد استفاده قرار می‌گیرند.

اندازه‌گیری جابجایی در آزمایش به این صورت است که شاخص‌هایی روی بدنه محموله و مرحله غیرفعال نصب و حرکت آنها توسط دوربین‌های سرعت‌بالا (فرکانس ۱۲۰۰ فریم بر ثانیه) ثبت می‌گردد [۱۱]. برای تحلیل عکس‌های گرفته شده از آزمایش از نرم‌افزار ردلیک (RedLake) استفاده می‌شود. عکس‌ها با اندازه‌گیری فاصله دو شاخص که میزان فاصله واقعی آنها مشخص است کالیبره می‌شوند. سپس با انتخاب یک شاخص مناسب بر روی

همانطور که در شکل ۱۴ مشخص می‌باشد جابجایی مرحله غیرفعال در آزمایش از نتایج تحلیل‌های انجام شده بیشتر می‌باشد. با توجه به نمودارهای حرکتی محموله و پایین‌تر بودن نتایج آزمایش در آن قسمت می‌توان نتیجه گرفت تراست واقعی اعمالی از طرف راکت‌های برگشتی بالاتر از میزان نامی در نظر گرفته شده برای آنها (نمودار شکل ۶) بوده است. افزایش تراست راکت برگشتی نسبت به مقدار نامی طبیعی است و به خاطر عدم قطعیت در عملکرد راکت‌های برگشتی می‌باشد که تا ۱۵ درصد در نظر گرفته می‌شود. سرعت خطی مرحله غیرفعال نیز در شکل ۱۵ نشان داده شده است.



شکل ۱۵- نمودار سرعت مرحله غیرفعال در آزمایش

همانطور که شکل ۱۵ نشان می‌دهد سرعت مرحله غیرفعال با عملکرد فنرها مقدار ناچیزی افزایش یافته و با اتمام کورس فنرها به دلیل حرکت آونگی کاهش می‌یابد. در اثر عملکرد راکت‌های برگشتی در $t = 120 \text{ ms}$ سرعت مرحله غیرفعال افزایش می‌یابد و همین امر موجب جدایش ایمن در شرایط واقعی می‌گردد.

آخرین موردی که درباره استفاده از راکت برگشتی در جدایش محموله باید به آن پرداخته شود میزان شوک اعمالی به محموله و میزان آلودگی ایجاد شده در فضای اطراف آن در اثر جدایش می‌باشد. همانطور که در شکل ۶ نشان داده شده است شروع کار راکت‌های برگشتی ۰/۱۲ ثانیه بعد از ارسال فرمان جدایش است و در این لحظه محموله کاملاً از مرحله غیر فعال جدا شده است. بنابراین

تطابق مناسب نتایج آزمایش با نتایج تحلیل‌های انجام شده نشانگر عملکرد صحیح مکانیزم‌های فنی می‌باشد. افزایش سرعت اولیه محموله به خاطر عملکرد فنرهای فشاری و کاهش سرعت در لحظات بعدی به خاطر حرکت آونگی آن است. لازم به ذکر است که عملکرد راکت‌های برگشتی تأثیری در حرکت محموله ندارد زیرا شروع به کار آنها بعد از جدایش محموله می‌باشد.

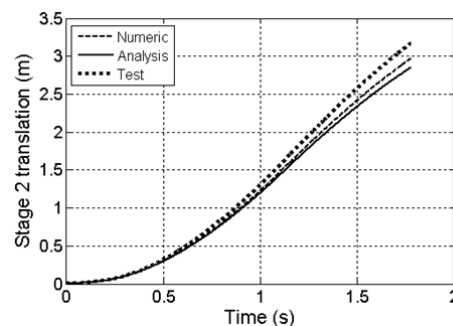
همانطور که در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ مشاهده می‌شود میزان جابجایی و سرعت محموله کمتر از نتایج تحلیل‌های انجام شده است. برای توجیه این اختلاف، منابع خطا را می‌توان به ۴ دسته تقسیم نمود: ۱- انعطاف‌پذیری استند آزمایش، ۲- خطای مدلسازی، ۳- اصطکاک و ۴- خطای اندازه‌گیری.

انعطاف‌پذیری استند که سهم بزرگی در این اختلاف دارد باعث می‌شود در اثر نیروی فنرها استند جابجا شده و در نتیجه فنر مقداری باز شود. با باز شدن فنر مقداری از انرژی ذخیره شده در آن از بین می‌رود و بنابراین در هنگام جدایش انرژی کمتری به محموله اعمال می‌شود.

خطای مدلسازی نیز از این امر ناشی می‌شود که در هنگام آزمایش تجهیزاتی به محموله نصب می‌شوند (از قبیل سنسورها و کابل‌های آنها) که باعث افزایش جرم و ممان اینرسی آن می‌شوند.

اصطکاک موجود در لولاهای موجود (در اتصال کابل به محموله و سقف) و خطای اندازه‌گیری تأثیر سهم بسیار کمتری در خطای مشاهده شده دارند [۱۱].

تأثیر عملکرد راکت‌های برگشتی در نمودار جابجایی مرحله غیرفعال، در شکل ۱۴ نشان داده شده است.



شکل ۱۴- نمودار جابجایی مرحله غیرفعال در آزمایش

راکت‌های برگشتی شروع به کار کنند تا شوک و اغتشاش ناشی از عملکرد ناهماهنگ راکت‌های برگشتی به محموله منتقل نشود.

به منظور بررسی اطمینان از عملکرد راکت‌های برگشتی و بررسی تأثیر آنها روی دینامیک جدایش، آزمایش آونگی نیز انجام شد که نشان دهنده عملکرد مناسب راکت‌های برگشتی بود. البته میزان تراست اعمالی از طرف راکت برگشتی بیشتر از مقدار نامی بود که با در نظر گرفتن عدم قطعیت در میزان تراست آنها قابل قبول است.

مسلماً در صورت استفاده از راکت‌های برگشتی وزن مجموعه و همچنین هزینه لازم برای آماده‌سازی سیستم جدایش افزایش می‌یابد. اما باید در نظر داشت که در مجموعه مورد مطالعه هیچ یک از روش‌های مرسوم در جدایش محموله نتوانستند الزامات ارائه شده را ارضا کنند و بنابراین می‌بایست افزایش وزن و هزینه را پذیرفت. به عبارت دیگر با پذیرفتن این افزایش هزینه، از هزینه بسیار بالاتری که همان عدم موفقیت مأموریت است جلوگیری می‌شود.

شوک ناشی از شروع به کار راکت‌های برگشتی تأثیری روی محموله نمی‌گذارد. اما با توجه به جهت قرارگیری نازل‌های راکت برگشتی که با زاویه ۲۵ درجه نسبت به محور ماهواره‌بر و در جهت محموله قرار گرفته‌اند مبحث آلودگی محموله حساس می‌باشد و نیاز به تحلیل دقیق دینامیک سیال در شرایط جدایش دارد.

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله روش جدیدی برای جدایش محموله از مرحله غیرفعال ارائه گردید که در آن از راکت‌های برگشتی برای کاهش سرعت مرحله غیرفعال استفاده شد. علت استفاده از این روش برخورد بین محموله و مرحله غیرفعال پس از جدایش بود. نتایج تحلیل تئوری و عددی نشان داد که در شرایطی که مکانیزم فتری به تنهایی قادر به جدا کردن دو مجموعه نیست، استفاده از راکت‌های برگشتی می‌تواند چاره‌ساز باشد. سیکوئنس جدایش نیز به این ترتیب قرار داده شد که ۱۲۰ میلی‌ثانیه بعد از جدایش

۷- مراجع

- [1] Chang, IS., (1996). "Investigation of Space Launch Vehicle Catastrophic Failures," AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 33(2), pp. 198-205.
- [2] Chang, IS., Toda, S., Kibe, S. (2000). "European Space Launch Failures," AIAA paper 2000-3574, 36th AIAA Joint Propulsion Conference.
- [3] Choi, S., Kim, C., Rho, O.-H., Park, J.-J. (2002). "Numerical analysis on separation dynamics of strap-on boosters in the atmosphere" Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 39(4), pp. 439-446.
- [4] Jeyakumar, D., Biswas, KK. (2003). "Stage separation system design and dynamic analysis of ISRO launch vehicles" Journal of Aerospace Science and technologies, Vol. 55(3), pp. 211-222.
- [5] Cheng, S.C. (1999). "Payload fairing separation dynamics" Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 36(4), pp. 511-515,
- [6] Jeyakumara, D., Raob, BN. (2006). "Dynamics of satellite separation system" Journal of Sound and Vibration, Vol. 297, pp. 444-455,
- [7] Konno, KE., Catalano, DA., Krivanek, TM. (2008). "Evaluation of Separation Mechanism Design for the Orion/Ares Launch Vehicle" 39th Aerospace Mechanisms Symposium.
- [8] AIAA-S-114-2005. (2005). "Moving mechanical assemblies standard for space and launch vehicles", American Institute of Aeronautics and Astronautics standard.
- [9] Meriam, J.L., Kraige, L.G. (2008). "Engineering Mechanics – Dynamics", 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, NY.

- [10] Baruh, H. (1999) "Analytical Dynamics" WCB/McGraw-Hill, Boston, MA.
- [11] Rossoni, P., Cooperrider, C., Durback, G. (2004). "Deployment mechanism for the space technology 5 micro satellite" 37th Aerospace Mechanisms Symposium.
- [12] Abe, K., Sato, KO., Masui, W. (2008). "Summary of the separation system for R/V Star satellite of KAGUYA" NEC Aerospace system, Japan.
- [13] Beer FP., Johnston, Jr., DeWolf, JT. (2011). "Mechanics of Materials" 6th Ed., McGraw-Hill.
- [14] Heath, RW., Synor, H., Schmiedlin, RF. (2008). "Study of separation dynamics and systems related to staging of ATLAS-CENTAUR", Lewis research center. Clereland, Ohio.
- [15] Baumann, RC., Vanguard, S. (1961). "satellite spin-reduction mechanism" National Aeronautics and Space Administration.