Vol. 3, No. 1, 2, Spring and Summer 2010

JSST
Journal of Space Science & Technology

Investigation and Analysis of Seperation System of Kavoshgar-3

M. A. Farsi[1*], N. Ariaii-Far[2], R. Kalantari-Nezhad[3] and M. Bahrami[4]

1, 2, 3. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research of Technology

4. Department of Mechanical Engineering, Amirkabir University of Technology

*Shahrak ghods, Tehran, IRAN

farsi@mail1.ari.ac.ir

Separation system is one of the main sub-systems in every space device and missile. This system is used to separate active and inactive sections in a missile. The separation process should be done accurately. A separation system explained in this paper was designed and produced based on mission, rocket configuration and manufacturability. This system uses explosive bolts and spring mechanism. This separates accurately payload from motor in a sounding rocket. Aerodynamic forces were used to determine structure strength. This structure designed based on at least weight and drag force. Several tests were done to evaluate this system performance. The tests results confirm this system capability.

Keywords: separation system, sounding rocket, spring mechanism, optimization, FE

1. Assistant Professor (Corresponding Author)
2. B.Sc.
3. PhD. Student
4. Professor

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۳/ شمارهٔ ۱ و ۲/ بهار و تابستان ۱۳۸۹
ص. ص ۲۳- ۱۵

بررسی و تحلیل سیستم جدایش کاوشگر ۳

محمد علی فارسی[۱*]، نادر آریایی‌فر[۲]، رضا کلانتری‌نژاد[۳] و محسن بهرامی[۴]

۱، ۲ و ۳- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری

۴- دانشکدهٔ مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

*شهرک قدس، خ مهستان

farsi@mail1.ari.ac.ir

سیستم جدایش از ارکان اصلی وسایل و تجهیزات فضایی است. این سیستم وظیفهٔ جداسازی دو بخش فعال و غیرفعال از مجموعهٔ راکت، نظیر جداکردن محموله از موتور و مخزن را برعهده دارد که این مسئله باید با دقت انجام شود. در این مقاله، ضمن بررسی انواع سیستم‌های جدایش، سیستم جدایش جدیدی بر مبنای مأموریت پروازی، هندسهٔ دو بخش جداشونده و همچنین فناوری داخلی، طراحی و ساخته شده است که آزمایش‌های میدانی و پروازی نیز بر روی آن انجام شده است. در طراحی این مکانیزم از مکانیزم پیچ انفجاری و شتاب‌دهندهٔ فنری بهره گرفته شده است که محموله را با سرعت و دقت مناسب از موتور جدا می‌سازد. برای بررسی استحکام سازه، اثر نیروهای آیرودینامیکی لحاظ شده و سازه‌ای با حداقل نیروی پسا و وزن، طراحی و ساخته شد؛ که نتایج شبیه‌سازی و آزمایش، عملکرد موفق آن را تأیید می‌کند.

واژه‌های کلیدی: سیستم جدایش، راکت کاوش، شتاب‌دهندهٔ فنری، بهینه‌سازی، المان محدود

مقدمه

راکت‌های کاوش وسایل زیرمداری‌ای هستند که محموله‌های علمی را برای ثبت اطلاعات، به ارتفاع مورد نظر حمل می‌کنند. این راکت‌ها کاربردهای بسیاری دارند، از آن جمله می‌توان بررسی خواص اتمسفر، آزمایش وسایل کنترلی مورد استفاده در ماهواره‌برها، کسب اطلاعات هواشناسی و پیش‌بینی هوا و انجام تحقیقات فضایی را نام برد. این راکت‌ها، که در مقایسه با سایر تجهیزات فضایی نسبتاً ارزان هستند، تجهیزات، حسگرها و وسایل اندازه‌گیری علمی و تحقیقاتی را با خود به فضا می‌برند و نتایج آزمایش‌هایی را که در ارتفاعات بالا انجام می‌شود، ثبت می‌کنند. هزینه و زمان آماده‌سازی محمولهٔ این راکت‌ها کم است و به دلیل آنکه در مدار زمین قرار نمی‌گیرند، نیاز به پیشران‌های کمکی یا تجهیزات ردگیری پیچیده و گران‌قیمت ندارند. یکی دیگر از مزایای این راکت‌ها این است که در مدت زمان کوتاهی برای انجام مأموریت آماده می‌شوند. راکت‌های کاوش از سه بخش عمده تشکیل می‌شوند [۱]:

- موتور
- محمولهٔ فضایی
- سیستم جدایش

در طی پرواز یک راکت، مخازن سوخت و موتور، تأمین‌کنندهٔ نیروی محرکهٔ مجموعه هستند. بعد از اتمام سوزش موتور و خاموشی آن، مخازن سوخت و موتور که حجم و وزن زیادی دارند روی راکت باقی می‌مانند که راکت باید این جرم غیرمفید را حمل کند. به‌منظور افزایش راندمان و طول مسیر پرواز، این جرم‌های زائد باید از محمولهٔ اصلی راکت جدا شوند. این مسئله درخصوص راکت‌هایی که قرار است محمولهٔ ارزشمندی را به ارتفاع بالای جو منتقل کنند ارزش مضاعف دارد. اما این کار به راحتی امکان‌پذیر نیست و سیستم‌های مختلف برای این مسئله طراحی شده و در مأموریت‌های فضایی مورد استفاده قرار می‌گیرند [۱ و ۲]. عدم دقت در طراحی و ساخت مجموعهٔ جدایش سبب شکست مأموریت و تحمیل هزینه‌های سنگین اقتصادی، اجتماعی و حتی سیاسی خواهد شد.

---

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)
۲. کارشناس
۳. دانشجوی دکتری
۴. استاد

سابقهٔ استفاده از کاوشگر برای مطالعات فضایی به اواسط قرن بیستم باز می‌گردد که کشورهای شوروی و آمریکا برای بررسی مطالعات زیرمداری و ارسال موجود زنده از آن استفاده کردند [۳]. نخستین کاوشگر ایران به‌منظور تحقیق زیرمداری در سال ۱۳۸۵ توسط پژوهشگاه هوافضا پرتاب شد که در این مجموعه از سیستم جدایشی با مکانیزم کمربندی (تسمه) استفاده می‌شد. در کاوشگر ۲ از سیستم جدایشی با مکانیزم فنر و بولت انفجاری استفاده شد. این مجموعه وزنی در حدود ۶۰ کیلوگرم داشت و به‌دلیل اختلاف قطر بین موتور و محموله، مجموعهٔ جدایش به شکل مخروط با زاویهٔ ۵۰ درجه ساخته شده است که بولت‌های انفجاری در بیرون مجموعه نصب شده بود و با یک کاور محافظت می‌شد. این هندسه سبب ایجاد درگ زیاد در مسیر پرواز و گرم‌شدن مجموعهٔ جدایش می‌شد. بررسی قطعات پس از پرتاب نشان می‌داد که روکش کابلاژ مجموعه بر اثر حرارت ذوب شده بود [۴]. در پرتاب کاوشگر ۳ برای رفع این مشکلات سیستم جدایش جدیدی طراحی شد که جزئیات آن در ادامه آورده شده است.

الزامات فنی و طراحی

مکانیزم جدایش، مجموعهٔ تجهیزات و قطعاتی است که موتور و محموله را به یکدیگر متصل و در هنگام مناسب و با فرمان تعیین شده از یکدیگر جدا می‌کند. با توجه به اینکه معمولاً سیستم و مکانیزمی برای کنترل و هدایت محموله بعد از جدایش از کاوشگر درنظرگرفته نمی‌شود، لازم است در طراحی سیستم جدایش سه نکتهٔ ذیل مد نظر قرارگیرد:

۱- اتصال محموله به موتور به‌گونه‌ای باشد که بارهای استاتیکی و دینامیکی وارده را تحمل و یکپارچگی محموله و موتور را تا پیش از جدایش به نحو مطلوب حفظ کند.

۲-با دریافت فرمان تعریف شده از محموله، موتور را از محموله جدا کند. ضمناً طراحی آن به‌گونه‌ای باشد که پس از جدایش از برخورد موتور به محموله جلوگیری شود و محموله حداکثر پایداری ممکن را داشته باشد.

۳-نیروها و بارهای ناشی از جدایش هیچگونه آسیبی به محموله اعمال نکند. مهم‌ترین پارامتر در این بخش حداکثر شتاب اعمالی به محموله است که بستگی به نوع مأموریت و تجهیزات موجود در محموله دارد. در کاوشگر مورد نظر، حداکثر شتاب مجاز اعمالی به محموله در کل پرواز نباید از ۲۰ برابر شتاب جاذبهٔ زمین (20g) بیشتر باشد.

۴-الزامات کارفرما: معمولاً در طراحی و ساخت سیستم جدایش براساس الزامات، کارفرما ملاحظاتی دارد که باید ارضاء شود. مثلاً میزان انحراف محموله پس از جدایش از مقدار تعیین شده (رول کمتر از ۱۰ دور بر دقیقه و دوران حول شعاع ۱۰ درجه بر ثانیه) بیشتر نباشد و سرعت جدایش نیز بین ۲ تا ۳ متر بر ثانیه باشد.

همچنین برای ارضای الزامات فنی، پس از طراحی اولیه، در طراحی جزئیات باید تحلیل‌های استحکامی و دینامیکی انجام شود و برای صحه‌گذاری و اعتبارسنجی مجموعهٔ طراحی شده، آزمون‌های مناسب نیز باید انجام شود و در مجموعهٔ جدایش معمولاً پارامترهایی نظیر سرعت نسبی جدایش، انحراف زاویه‌ای و شتاب بررسی می‌شود.

انواع سیستم‌های جدایش

برای دست‌یابی به اهداف مورد نظر، سیستم‌های مختلفی توسط مراکز علمی و تحقیقاتی برای مجموعهٔ جدایش طراحی و ساخته شده است که مهم‌ترین آن‌ها به شرح زیر است[۱]:

۱- سیستم‌های جدایش انفجاری
۲- سیستم‌های جدایش غیرانفجاری

در سیستم‌های انفجاری با استفاده از انرژی انفجار در مدت زمان چند میلی ثانیه، نیروی شدیدی به محموله وارد می‌شود و با شتابی که متناسب با وزن محموله است محموله از موتور جدا می‌شود. در سیستم‌های غیرانفجاری زمان جدایش اندکی بیشتر است و شوک وارده به محموله به شدت کاهش می‌یابد و در نتیجه پایداری محموله بعد از جدایش بیشتر است و از دوران یا انحراف محموله بعد از جدایش کاسته می‌شود.

در کلیهٔ سیستم‌های انفجاری وظیفهٔ سیستم انفجاری، جداسازی اتصال و از بین بردن اتصال فیزیکی بین موتور و محموله است. بنابراین به مکانیزم دیگری نیز نیاز است تا این دو بخش را از یکدیگر دور کند و مانع از برخورد آنها در ادامهٔ حرکت شود. برای دستیابی به این خواسته، دو تکنیک به‌کار گرفته می‌شود[۲]:

۱- عقب راندن یا کاهش سرعت موتور جدا شده
۲- شتاب‌دادن و افزایش سرعت محموله

در تکنیک نخست با قراردادن راکت‌های کوچک ترمزی یا سیستم‌های ترمزی آیرودینامیک بر روی موتور جدا شده سرعت آن را کاهش می‌دهند. البته اگر در مرحلهٔ بعد موتور وجود داشته باشد می‌توان از نیروی اگزوز (نازل) موتور مرحلهٔ بعد برای عقب‌راندن موتور خاموش شده یا ایجاد اختلاف سرعت مناسب استفاده کرد. این تکنیک در راکت‌های کاوش تک مرحله‌ای استفاده نمی‌شود.

در تکنیک دوم با افزایش سرعت محموله، آن را از موتور جدا می‌کنند، این روش در راکت‌های کاوش بسیار استفاده می‌شود. برای این مسئله با توجه به مأموریت و شرایط مورد نیاز از تجهیزات و مکانیزم‌های مختلف می‌توان بهره گرفت که در ادامه تشریح می‌شوند.

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی
جلد ۳ / شمارهٔ ۱ و ۲/ بهار و تابستان ۱۳۸۹

روش‌های شتاب‌دهی به محموله

در بخش قبل، افزایش سرعت محموله پس از جدایش مهم‌ترین تکنیک در جداسازی محموله از راکت بیان شد. این مسئله را می‌توان به روش‌های ذیل انجام داد:

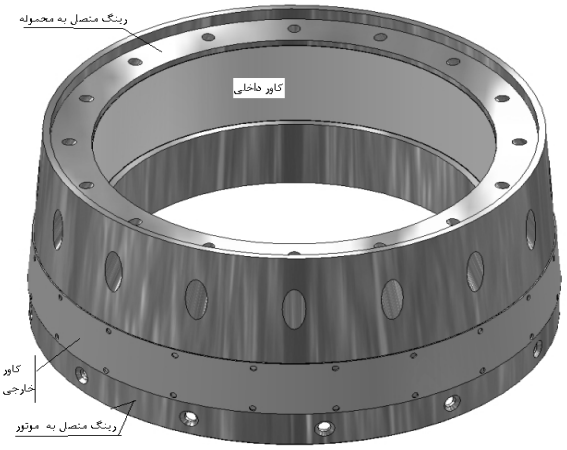
۱- سیستم هوای فشرده
۲- جداکنندهٔ فنری
۳- سیستم پیروتکنیک

از سیستم هوایی فشرده می‌توان برای ایجاد اختلاف سرعت بین دو بخش جداشده از یکدیگر استفاده کرد. این روش مستلزم استفاده از مخزن هوای فشرده، شیرآلات، اتصالات، پیستون و مدار کنترل و صدور فرمان است. نمونه‌ای از این سیستم در راکت میزر سوئد استفاده شده است[۵]. این سیستم به‌دلیل کمبود تجربه در داخل کشور و عدم سابقهٔ کاربرد و همچنین تعداد قطعات زیاد و کاهش قابلیت اطمینان مجموعه (به دلایل ذکر شده) در این مجموعه کاوشگر استفاده نشد. از گاز حاصل از انفجار مواد پیروتکنیک (مثلاً باروت) می‌توان در یک مکانیزم سیلندر پیستونی برای حرکت دادن پیستون استفاده کرد. این مکانیزم نیز ضمن ایجاد شوک و ضربهٔ چشمگیر[۶] به‌علت فقدان تجربهٔ عملیاتی مورد استفاده قرار نگرفت. رایج‌ترین روش در جداسازی سازه‌های هوافضایی، استفاده از جداکننده‌های فنری است که در سیستم‌های مختلف نظیر پرتاب‌کننده[5] کابین خلبان در هواپیماهای نظامی نیز قابل استفاده است [۷]. این سیستم بسیار ساده بود و قابلیت اطمینان آن به علت عدم وابستگی به قطعات الکتریکی و الکترونیکی بسیار بالاست. این سیستم‌های فنری بسته به کاربرد و هدف، به شکل و فرم‌های مختلف طراحی و ساخته می‌شوند.

با توجه به بررسی‌های انجام شده و محدودیت‌های موجود در طراحی و ساخت، همچنین درنظرگرفتن سهولت تحلیل و تست و بالا بودن قابلیت اطمینان، از مکانیزم انفجاری همراه با شتاب‌دهندهٔ فنری استفاده شده است.

طراحی سیستم جدایش

با توجه به مأموریت کاوشگر ۳ برای ارسال محمولهٔ علمی به فضای بالای جو، سیستم جدایش جدیدی طراحی و ساخته شد که تمام الزامات مربوطه را رعایت می‌کرد. در کاوشگر ۳ با توجه به اینکه قطر سازهٔ مجموعه محمولهٔ آزمایشگاهی کاوشگر و موتور پرتاب‌کننده یکسان نبود، بنابراین در فاز نخست طراحی، سعی شد این اختلاف قطر به‌گونه‌ای جبران شود که اثر نیروی درگ (پسا) حداقل ممکن باشد. همچنین با توجه به اینکه مجموعه چترهای محموله باید از داخل رینگ جدایش متصل به محموله عبور کند، هندسهٔ مجموعه به‌گونه‌ای انتخاب شد که این خواسته را برآورده کند و هیچگونه مزاحمتی برای خروج و عملکرد چتر نداشته باشد. در این طرح بولت‌ها (پیچ‌های انفجاری) در داخل فضای مجموعهٔ جدایش نصب می‌شوند و در معرض گرمایش آیرودینامیکی نیستند. این مسئله ضمن حفاظت از بولت‌ها سبب انتشار حداقلی موج و گاز انفجار و تأثیر کمتر بر روی سایر سیستم‌های درون محموله به‌ویژه سیستم تله‌متری تصویر و دوربین فیلمبرداری می‌شود. شکل (۱) شمای کلی این مجموعه را نمایش می‌دهد.



شکل ۱- مجموعه جدایش طراحی شده

در طراحی این سیستم، برای جداسازی دو مجموعهٔ موتور و محموله از فنر استفاده شده است. نحوهٔ استقرار این فنرها با بولت‌های انفجاری به‌صورت یک در میان است که سبب می‌شود نیروی جداسازی به صورت یکنواخت بر کل سطح جدایش اعمال شود و محموله دچار انحراف یا رول نشود و پس از جدایش محموله به صورت مستقیم به مسیر حرکت خود ادامه دهد.

نحوهٔ عملکرد مجموعهٔ جدایش

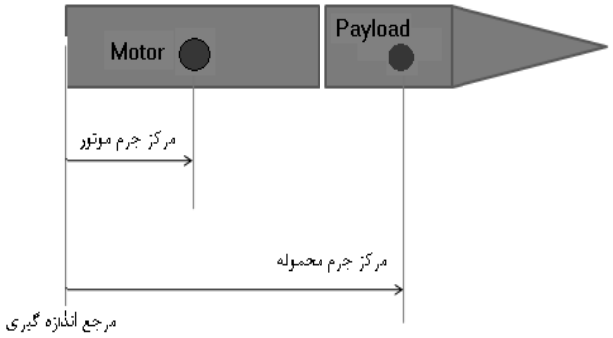
مجموعهٔ جدایش، رابط بین محمولهٔ کاوشگر و موتور است که با دریافت پیام الکتریکی از کامپیوتر اصلی محموله، بولت‌های اتصال‌دهنده منفجر می‌شود و سپس محمولهٔ آزمایشگاهی بر اثر شتاب‌دهندهٔ فنری به سمت جلو هل داده شده و از موتور جدا می‌شود. در مجموعهٔ طراحی شده شش عدد بولت انفجاری اتصال بین دو بخش مختلف مجموعهٔ جدایش را ایجاد می‌کند و از شش عدد فنر به‌عنوان شتاب‌دهنده استفاده شده است. طراحی مکانیزم شتاب‌دهنده به‌گونه‌ای است که سرعت نسبی معادل ۲/۵ تا ۳ متر بر

5. Ejector

ثانیه بین موتور و محموله ایجاد می‌شود (محدودهٔ سرعت استفاده شده در راکت‌های کاوش بر اساس منابع موجود بین ۱ تا ۶ متر برثانیه است [۵-۶] و [۸-۹]) و با توجه به استفاده از تجهیزات و حسگرهای حساسی نظیر مجموعهٔ کپسول زیستی، حسگر دما، حسگر فشار، تله‌متری داده، دوربین و ... در محمولهٔ آزمایشگاهی، حداکثر شتاب اعمالی به مجموعه ۱۶۰ متر بر مجذور ثانیه باشد[۱]. در ادامه روابط دینامیکی حاکم بر جدایش به اختصار ارائه می‌گردد.

تحلیل دینامیکی سیستم جدایش

با توجه به شکل (۲) و با استفاده از قانون بقای انرژی و اندازهٔ حرکت قبل و پس از جدایش، می‌توان رابطه‌های دینامیکی حاکم بر محموله و موتور را نوشت. در انجام تحلیل، فرض می‌شود که مجموعه محموله و موتور تنها در راستای محور طولی حرکت می‌کنند.



شکل۲- شکل شماتیک محموله و موتور

با نوشتن قانون بقای اندازهٔ حرکت قبل و بعد از جدایش و با توجه به اینکه نیروی خارجی به مجموعه محموله و موتور اعمال نمی‌شود (جدایش در ارتفاع بالا انجام می‌شود و نیروی بیرونی صفر است)، خواهیم داشت[۱۰]:

$$(m_M + m_p)v = m_M v_M + m_p v_p \qquad (۱)$$

در این رابطه m و v نشان‌دهندهٔ جرم و سرعت هستند و اندیس‌های p برای محموله و M برای موتور استفاده شده‌اند.
سپس با استفاده از قانون بقای انرژی خواهیم داشت[۱۰]:

$$\frac{1}{2}(m_M + m_p)v^2 - \frac{1}{2}m_M v_M^2 - \frac{1}{2}m_p v_p^2 = \Delta E_s \qquad (۲)$$

با توجه به اینکه اختلاف سرعت محموله و موتور پس از جدایش مشخص است[۱]:

$$v_{rel} = v_p - v_M = 2.5-3\ m/s \qquad (۳)$$

با داشتن سه معادلهٔ (۱) تا (۳) و معلوم بودن میزان جرم محموله و موتور و سرعت اولیهٔ محموله و موتور، مقدار انرژی الاستیک لازم و ذخیره شده در فنر قبل از جدایش به‌دست خواهد آمد. با توجه به داده‌های موجود، جرم موتور در لحظهٔ جدایش ۱۹۰ کیلوگرم و جرم محموله ۱۶۰ کیلوگرم در نظر گرفته می‌شود. با توجه به رابطهٔ انرژی ذخیره شده در فنر (رابطهٔ ۴) و همچنین ابعاد هندسی مجموعهٔ جدایش، فنر مناسب انتخاب می‌شود [۱۱].

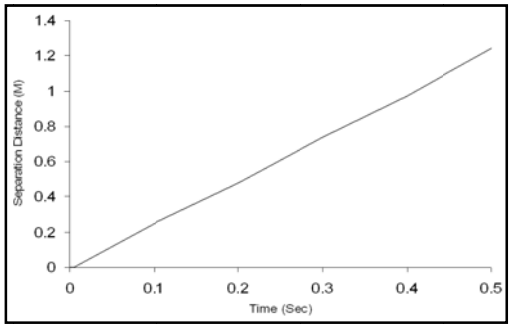
$$k = \frac{2\Delta E_s}{n\Delta x^2} \qquad (۴)$$

در این رابطه، n تعداد فنرها و Δx میزان فشردگی فنر و ΔEs انرژی الاستیک ذخیره شده و K ضریب سختی فنر را بیان می‌کنند.

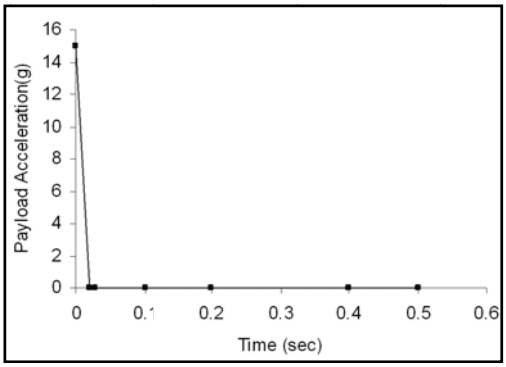
یکی از پارامترهای مهم در طراحی مکانیزم جداکننده (در این تحقیق فنر)، طراحی سیستم به‌گونه‌ای است که حداقل انحراف ایجاد شود. به‌همین دلیل، تعداد فنرهای استفاده شده به‌گونه‌ای است که بین بولت‌های اتصال‌دهندهٔ دو بخش مجموعهٔ جدایش یک فنر قرار می‌گیرد. این روش سبب کاهش اندازهٔ فنرها شده و با افزایش تعداد فنرها تقارن قابل قبولی در اعمال نیرو و چیدمان جرمی مجموعه ایجاد می‌شود. البته می‌توان از یک فنر به صورت تکی (در وسط مجموعه) استفاده کرد که مهم‌ترین مشکل این روش، اندازهٔ بزرگ فنر و لزوم داشتن نشیمنگاه فنر در وسط مجموعه است که ضمن مشکلاتی که در تهیه یا ساخت فنر وجود دارد، نیازمند ساخت رینگی برای اعمال نیرو به محموله است زیرا در حالت عادی رینگ توخالی است.

با توجه به محل استقرار فنرها، معمولاً محدودیت اندازهٔ قطر و ارتفاع فنرها در حالت فشرده مشخص می‌شود و با توجه به تنوع فنرها با چندین مرتبه سعی و خطا می‌توان فنر مناسب را تهیه کرد. در این تحقیق با درنظرگرفتن داده‌ها و پارامترهای مذکور، کاتالوگ سازندگان و ارائه‌دهندگان فنر استاندارد در کشور مورد بررسی قرارگرفت و نهایتاً فنرهای استاندارد به شمارهٔ G032-89 با ضریب سختی ۱۸۰ نیوتن بر میلی‌متر [۱۲] انتخاب شد. این مجموعه فنری می‌تواند سرعت نسبی معادل ۲/۵ متر برثانیه به محموله اعمال کند.

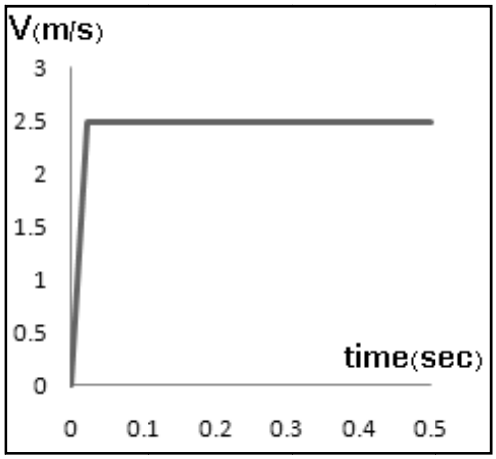
برای ارزیابی دقیق‌تر این مسئله و اطمینان از عدم برخورد دو مجموعه بعد از جدایش، یک کد ویژه بر مبنای نرم‌افزار مطلب تهیه شده است که سرعت نسبی، شتاب و اختلاف مکان را بررسی می‌کند. نمونه‌هایی از خروجی سیستم در شکل (۳) ارائه شده است.



الف- فاصلهٔ ایجادشده بین موتور و محموله در مدت زمان ۰/۵ ثانیه



ب- شتاب اعمالی به مجموعه در هنگام جدایش



ج- سرعت نسبی بین محموله و موتور

شکل۳- نتایج نرم‌افزار شبیه‌ساز جدایش

تحلیل استحکامی سیستم جدایش

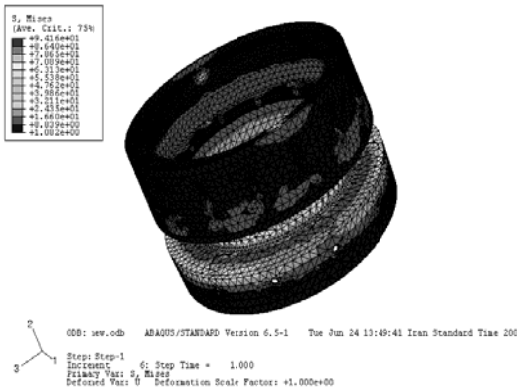
بعد از طراحی مکانیزم سیستم جدایش، برای اطمینان از عملکرد مجموعهٔ جدایش تحت بارهای آیرودینامیکی، بارهای آیرودینامیکی به وسیلهٔ شبیه‌سازی در نرم‌افزار فلوئنت با توجه به هندسهٔ دماغه و سازهٔ محموله استخراج می‌شود و برای تحلیل استحکامی مورد استفاده قرار می‌گیرد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی آیرودینامیکی بیانگر اعمال نیروی محوری معادل ۱۲۰۰۰ نیوتن و نیروی جانبی ۷۰۰۰ نیوتن (به‌دلیل زاویهٔ حمله) و گشتاوری معادل ۱۱۰۰۰ نیوتن- متر بر مجموعهٔ جدایش است [۱۳].

این نیروها در شرایط بحرانی و جو غلیظ و در بدترین وضعیت پروازی به مجموعهٔ جدایش اعمال می‌شود. برای تحلیل استحکامی، این شرایط بحرانی مورد استفاده قرار می‌گیرد و در این بخش از نرم‌افزار ABAQUS استفاده شد.

برای انجام تحلیل استحکامی کلیهٔ قطعات مجموعهٔ جدایش مدل‌سازی شده (به صورت Deformable) و بار خارجی ماکزیمم از طریق یک صفحهٔ صلب[6] به مجموعه اعمال شد. در مدل‌سازی از المان‌های C3D4 که یک المان سه بعدی با ۴ نود است، استفاده شد. نتایج حاصله از تحلیل المان محدود نشان می‌دهند که سازهٔ مجموعهٔ جدایش به راحتی بارهای خارجی را تحمل می‌کند، به‌گونه‌ای که حداکثر تنش وارد شده به سازه در حدود ۹۵ مگاپاسکال و تغییر فرم ایجاد شده در حدود ۰/۰۲ میلی‌متر است که قابل صرف‌نظرکردن است. این نتایج در شکل‌های (۵ و ۴) ارائه شده است. در طراحی سازهٔ جدایش باتوجه به عدم اطمینان کافی به نتایج شبیه‌سازی (عدم تجربهٔ کافی و تغییر دائمی وضعیت محموله در حین پرواز) و همچنین مشکلات موجود در تهیهٔ مواد اولیه با کیفیت مناسب (پراکندگی و تنوع مواد موجود در بازار) و همچنین کاهش ریسک پرتاب، میزان ضریب اطمینان توسط کارفرما ۲/۵ تعیین شده است. نتایج تحلیل نشان می‌دهد، سازهٔ ساخته شده از جنس آلومینیوم سری ۲۰۳۰ با ضریب اطمینان قابل قبولی (۲/۵) نیروهای وارده را تحمل می‌کند.

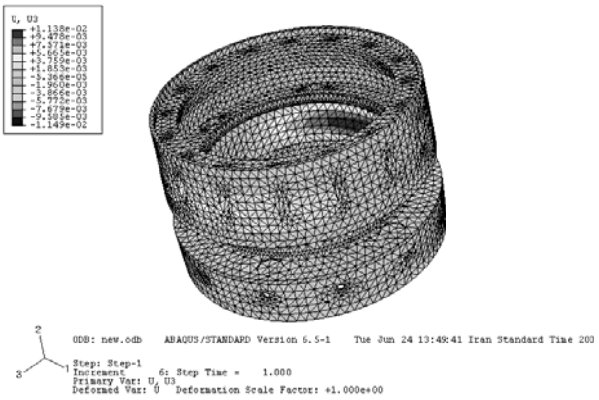
با توجه به اهمیت و نقش حساس بولت‌های انفجاری در استحکام مجموعهٔ جدایش و وظیفهٔ تحمل نیرو توسط آنها در هنگام پرواز، لازم است تحلیل استحکامی این قطعات نیز انجام شود.

برای بررسی استحکامی بولت‌های انفجاری سیستم جدایش در شرایط پروازی، تحلیل مقاومت مصالحی انجام شده است. در این تحلیل فرض می‌شود که در محل اتصال رینگ موتور و محموله قرار است جدایشی بر اثر گشتاور و برش انجام شود (در تحلیل از نیروی آیرودینامیکی فشاری که مانع از جدایش شده به‌دلیل افزایش ضریب اطمینان طراحی صرف‌نظر شده است).



شکل۴- توزیع تنش در مجموعهٔ جدایش

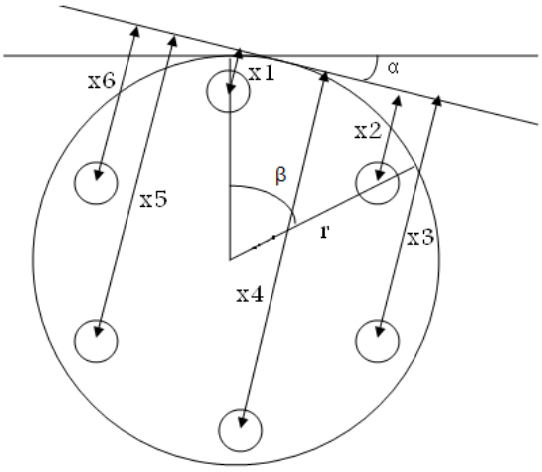
6. Rigid



شکل۵- تغییر شکل ایجاد شده در مجموعهٔ جدایش

بر اثر این فرض، رینگ اتصال به محموله می‌خواهد حول نقطهٔ پیرامونی رینگ اتصال به موتور دوران کند (بلند شود). شکل (۶) شماتیک چیدمان بولت‌ها و پارامترهای مؤثر در تحلیل را نشان می‌دهد. با فرض اینکه تمام اتصالات بولتی تحت کشش قرار می‌گیرند و متناسب با فاصله از لبه، نیرو را تحمل می‌کنند. بنابراین کرنش‌ها و در نتیجه تنش‌ها به صورت خطی نسبت به هم در بولت‌ها اعمال می‌شوند.

با فرض اینکه محل و مرکز دوران، به‌دلیل دوران راکت می‌تواند جابه‌جا شود، بنابراین تکیه‌گاه می‌تواند در یک بازه جابه‌جا شود. لذا محل هر بولت و بازوی گشتاور آن می‌تواند تغییر کند. بنابراین بازوی گشتاور برحسب متغیر زوایه (α) باید محاسبه شود (α در شکل ۶ بیانگر زاویهٔ بین خط افق و خط مماس بر جدایش در محل تکیه‌گاه است).



شکل۶- موقعیت بستن بولت‌ها و فاصلهٔ آنها نسبت به لبهٔ رینگ

چیدمان بولت‌ها به‌گونه‌ای است که آنها نسبت به هم زاویهٔ ۶۰ درجه دارند، بنابراین:

موقعیت استقرار بولت‌ها:

$$\beta_1 =$$

بازوی گشتاور:

$$xi = r \times (1 - \cos(\beta i - \alpha)) \qquad (۵)$$

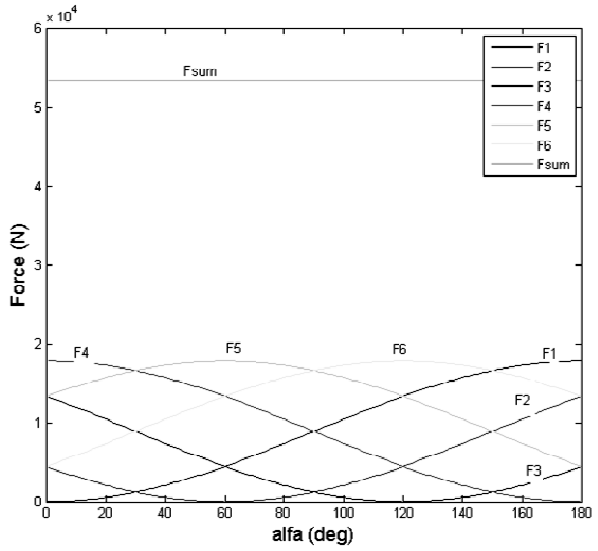
با توجه به رابطهٔ خطی بین تغییر طول کششی بولت‌ها که متناسب با فاصلهٔ آنها تا مرکز دوران است، نسبت بین نیروهای اعمالی به بولت‌ها به صورت ذیل است:

$$\frac{F1}{x1} = \frac{F2}{x2} = \frac{F3}{x3} = \frac{F4}{x4} = \frac{F5}{x5} = \frac{F6}{x6} \Rightarrow \mathrm{Fi} = \frac{\mathrm{xi}}{\mathrm{x1}}\mathrm{F1} \qquad (۶)$$

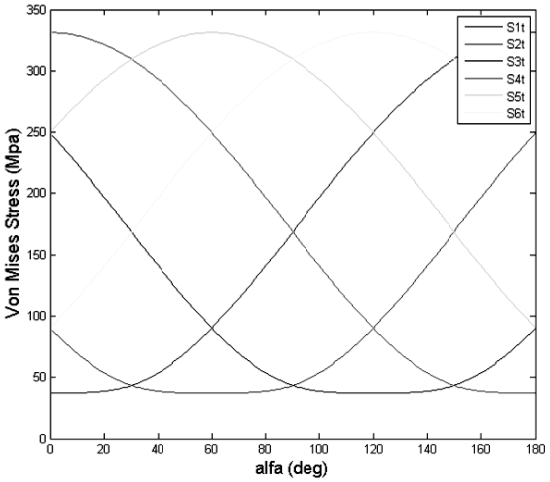
گشتاور اعمالی نیز به صورت ذیل است:

$$M = \sum Fi \times xi = \sum \frac{xi^2}{x1} \times \mathrm{F1} \Rightarrow \mathrm{F1} = \frac{\mathrm{M} \times \mathrm{x1}}{\sum \mathrm{xi}^2} \qquad (۷)$$

با حل معادلات فوق برای هر بولت می‌توان نمودار تغییرات نیروی هریک از بولت‌ها با توجه به تغییرات زاویهٔ α را به صورت شکل (۷) رسم کرد و تنش فون میزز در هر یک از بولت‌ها با درنظرگرفتن تنش برشی ناشی از بار عرضی اعمال شده به بولت‌ها به صورت شکل (۸) خواهد بود.



شکل ۷- تغییرات نیرو درهر بولت با توجه به تغییرات α



شکل ۸- تغییرات تنش میزز درهر بولت با توجه به تغییرات α

برای بستن بولت‌ها به کمک ترک‌متر، گشتاوری معادل ۵۰نیوتن- متر به آن اعمال می‌شود که بر اساس رابطهٔ (۸)[۱۴] تنشی معادل ۱۹۳مگاپاسکال در بولت‌ها ایجاد می‌شود که باید به تنش‌های ناشی از گشتاور خمشی اضافه کرد.

$$T=PACD \qquad (۸)$$

که در این رابطه P تنش اعمالی به پیچ، A مساحت مؤثر پیچ و Cضریب بستن است که بستگی به اصطکاک پیچ و مهره دارد و معمولاً بین ۰/۱۵ تا ۰/۳۶ متناسب با شرایط مونتاژ پیشنهاد می‌شود و همچنین D قطر نامی پیچ است. برای این مسئله :

A=54 mm2
D=16 mm
C=0.3
T=50N-m

آنگاه تنش اعمالی به پیچ برابر با ۱۹۳ مگاپاسکال است.

با توجه به اینکه به هر یک از بولت‌ها در حالت کلی دو تنش مختلف (تنش کشش ناشی از بستن اولیه (پیش بار) و تنش ناشی از اعمال بارهای خارجی در مسیر پرواز) اعمال می‌گردد. با توجه به اصل سوپرپوزیشن، برآیند تنش‌های اعمالی در بدترین حالت حداکثر۵۳۰ مگاپاسکال است. نتایج آزمایشگاهی سختی‌سنجی بیانگر سختی معادل ۳۹ راکول‌سی برای جنس بولت‌های انفجاری است[۱]. بنابراین بر اساس استانداردهای موجود، این بولت‌ها تنش کششی حداقل در حدود ۱۲۰۰ مگاپاسکال دارند[۱۵]. در نتیجه این بولت‌ها استحکام لازم را برای تحمل بارهای اعمالی دارند.

آزمایش‌های مجموعه جدایش

با توجه به حساسیت مجموعهٔ جدایش و نقش آن در موفقیت یا عدم موفقیت کل مأموریت پرتاب کاوشگر، نمونه‌ای از مجموعهٔ مذکور ساخته شد و عملکرد آن در آزمایش میدانی بررسی شد که نتایج به‌دست آمده در ادامه تشریح می‌گردد. همچنین شایان ذکر است که نمونهٔ نهایی نیز ساخته شده و در پرتاب کاوشگر۳ مورد استفاده قرار گرفت.

برای اطمینان از عملکرد سیستم جدایش باید آزمایش‌های متعدد بر روی آن انجام شود تا از عملکرد و دوام آن اطمینان حاصل شود. مهم‌ترین این آزمایش‌ها عبارتند از آزمایش عملکردی، استحکام، قابلیت اطمینان، ارتعاشات، لنگی، مونتاژپذیری و... [۱و۱۶-۱۷] نحوهٔ انجام این آزمایش‌ها و معیارهای پذیرش در هر آزمایش بستگی به نوع راکت و سیستم جدایش دارد و برای هر مورد باید به‌طور اختصاصی بررسی شود. با توجه به امکانات و شرایط آزمایش در داخل کشور، آزمایش عملکردی، استحکام، لنگی و مونتاژپذیری برای این مجموعه انجام شد که نحوهٔ انجام آزمایش‌ها بیان می‌شود.

برای اطمینان از اینکه سازهٔ مورد نظر تحمل بارهای خارجی را دارد باید استند و فیکسچر مناسبی طراحی و ساخته شود که نیروهای مورد نظر را به سازه اعمال کند. در این تحقیق به علت مشکلات موجود و هزینهٔ ساخت فیکسچر برای بررسی استحکامی تنها به نتایج شبیه‌سازی المان محدود اکتفا شد. نتایج شبیه‌سازی تأییدکنندهٔ استحکام لازم مجموعه است و در پرتاب نهایی نیز مجموعه با موفقیت عمل کرد. با توجه به نقشهٔ ارائه شده توسط طراح محموله، برای طراحی اتصال مجموعهٔ جدایش به محموله و اتصال موتور به مجموعهٔ جدایش، باید این مجموعه قابلیت مونتاژ بر روی موتور و محموله را به صورت همزمان داشته باشد. برای اطمینان از این قابلیت، مجموعه سه سامانهٔ فوق (موتور، جدایش و محموله) به صورت کامل مونتاژ شدند. بدیهی است مونتاژپذیری مجموعه سامانه شامل مونتاژ مکانیکی و الکتریکی است که باید سهولت و راحتی مونتاژ نیز در نظرگرفته شود. این آزمایش نیز با موفقیت انجام شد.

آزمایش عملکردی

برای انجام آزمایش عملکردی مطابق با شکل (۹)، باید انتهای مجموعهٔ جدایش بر روی سطح تراز ثابت شود و بر قسمت فوقانی جرمی معادل با جرم محموله بسته شود. سپس با صدور فرمان جدایش، حداکثر ارتفاعی که رینگ متصل به محموله به آن خواهد رسید اندازه‌گیری می‌شود. برای اندازه‌گیری حداکثر ارتفاع از صفحهٔ مدرج و دوربین فیلم‌برداری با سرعت بالا (هزار فریم بر ثانیه) استفاده می‌شود. حداقل اختلاف ارتفاع مجاز میان ارتفاع اندازه‌گیری‌شده و ارتفاع مکانیزم متصل به زمین باید۲۰ تا ۳۰

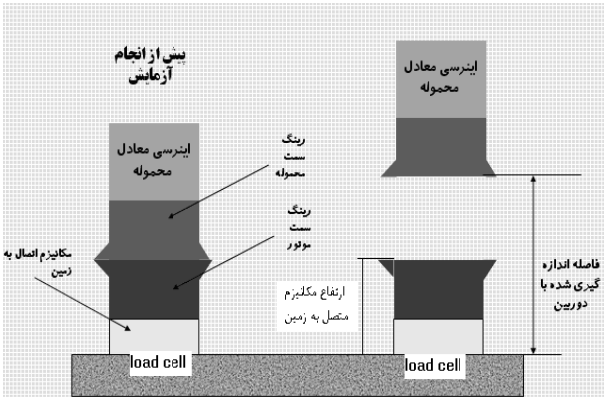
سانتی‌متر باشد [۱]. در این آزمایش استفاده از حداقل دو دوربین فیلم‌برداری با زاویهٔ ۹۰ درجه نسبت به یکدیگر الزامی است. مسیر حرکت رینگ جدا شده باید در راستای قائم باشد و سرعت زاویه‌ای دوران (رول) حول محور محموله کمتر از ۱۰ درجه بر ثانیه و سرعت زاویه‌ای دوران نسبت به صفحهٔ مبنا کمتر از ۱۰ درجه بر ثانیه باشد [۱]. در محل اتصال مجموعهٔ جدایش به سطح تراز مبنا نیز باید نیروسنجی برای اندازه‌گیری ضربهٔ حاصل از جدایش نصب شود. برای بررسی شتاب ناشی از اعمال ضربهٔ جدایش نیز دو شتاب‌سنج در امتداد محور طولی و یک شتاب‌سنج در امتداد محور شعاعی دامی محموله نصب شد.

بر اساس دستورالعمل تست، ارتفاع جدایش، سرعت جدایش و انحراف معیار پذیرش است. در این تست به کمک تصاویر ضبط شده توسط دوربین سرعت بالا (هزار فریم بر ثانیه) و دوربین دوم، تست مورد بررسی قرارگرفت و به کمک صفحهٔ مدرجی که در پشت مجموعه استقرار یافته و تصاویر ضبط شدهٔ مقدار ارتفاع نقطهٔ اوج، سرعت و انحراف محموله در مسیر حرکت اندازه‌گیری شده است که نتایج حاصله بیانگر موفقیت تست است.

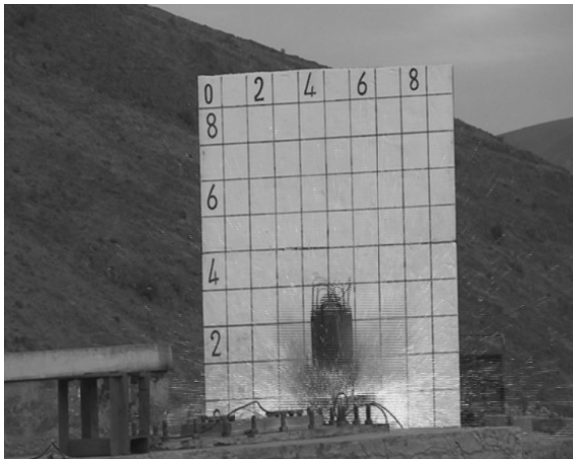
جدول (۱) نتایج حاصله را ارائه کرده است و شکل (۱۰) تصویری از چگونگی انجام آزمایش را نشان می‌دهد.

جدول ۱- مقایسهٔ نتایج آزمایش عملکردی با طراحی

پارامتر	آزمایش	محدودهٔ
انفجار بولت‌ها	همزمان	همزمان
ارتفاع پس از جدایش (م م)	۲۶۰	۳۰۰-۲۰۰
انحراف زاویه‌ای (زاویه)	مشاهده نشد	<10
نیرو (نیوتن)	۳۲۰۰۰	۳۰۰۰۰
سرعت متوسط (متر بر ثانیه)	۲.۵	۳-۲



شکل ۹- شماتیک آزمایش عملکردی



شکل ۱۰- نحوه انجام آزمایش عملکردی

آزمایش لنگی

به‌منظور اطمینان از لنگی مجموعهٔ جدایش، آزمایش لنگی بین محموله و سیستم جدایش انجام شده‌است و باید میزان لنگی در محدودهٔ مجاز تعریف شده باشد. میزان لنگی و انحراف متناسب با دینامیک پرواز و ابعاد محموله و نظر طراح تعیین می‌شود. نحوهٔ انجام آزمایش لنگی به صورت ذیل است:

برای انجام این آزمایش باید مجموعهٔ محموله و جدایش بر روی موتور مونتاژ شود؛ سپس لنگی به صورت استاتیکی اندازه‌گیری شود. برای اندازه‌گیری لنگی استاتیکی، مجموعهٔ موتور و محموله بر روی یک استند قرار می‌گیرند که موتور را حداقل در دو نقطه مهار کند. محل استقرار تکیه‌گاه‌ها باید به‌گونه‌ای باشد که موتور کاملاً افقی قرارگیرد و هیچگونه تغییر فرمی در آن ایجاد نشود. برای دوران پوستهٔ موتور، تکیه‌گاه به صورت غلطکی در نظرگرفته شود. برای کنترل میزان انحراف و لنگی محموله از ساعت اندازه‌گیری با درجه‌بندی ۰/۰۱ میلی‌متر استفاده کرده و ساعت در انتهای محموله نصب شده و با دوران موتور میزان لنگی محموله نسبت به موتور اندازه‌گیری می‌شود. این آزمایش هم بر روی کل مجموعهٔ موتور، جدایش و محموله و هم بر روی سیستم جدایش انجام شد و میزان لنگی مجموعهٔ جدایش در محدودهٔ مجاز (۰/۰۵ میلی‌متر برای کل جدایش) بود.

تست پروازی

هدف طراحی و ساخت هر مجموعهٔ جدایش، کاربرد عملیاتی آن است و هنگامی این مجموعه قابل اعتماد و تأیید نهایی است که در آزمایش پرتاب وظایف خود را به درستی و با موفقیت انجام دهد. سیستم جدایش ارائه شده در این مقاله، در پرتاب کاوشگر ۳ مورد استفاده قرارگرفت و نتایج حاصل از پرتاب و تست پروازی بیانگر

عملکرد موفق آن است. نتایج حاصل از تست پروازی نشان می‌دهد که با توجه به کاهش ابعاد طولی و وزن مجموعهٔ طراحی شده نسبت به طرح‌های قبلی، ارتفاع اوج این پرتابه تقریباً ۱۲ کیلومتر نسبت به پرتاب قبل، افزایش یافته‌است و به‌دلیل داشتن سطح درگ کمتر در مسیر پرواز نیز، گرمایش آیرودینامیکی کمتری رخ داده است. به‌گونه‌ای که در پرتاب قبل، پوشش کابل‌های مربوط به بولت‌های انفجاری براثر گرما ذوب شده بود ولی در پرتاب کاوشگر ۳ هیچگونه آسیبی ندیده‌اند.

در طرح استفاده شده در پرتاب کاوشگر ۲، به‌دلیل نحوهٔ استقرار بولت‌ها هنگام عملکرد آنها، تصویر دوربین‌های تله‌متری بر اثر اغتشاشات مغناطیسی حاصله مدتی قطع شده بود اما در پرتاب کاوشگر ۳، به دلیل چیدمان جدید بولت‌ها (در داخل سازهٔ سیستم جدایش) این اثر کاسته‌شده و قطع‌شدن تصویر تله‌متری محسوس نیست.

همچنین تصاویر ضبط شده در لحظهٔ جدایش نشان می‌دهد محموله پس از جدایش، هیچگونه انحرافی ندارد و به صورت تقریباً خط مستقیم حرکت می‌کند.

نتیجه‌گیری

باتوجه به اینکه مجموعهٔ جدایش یکی از بخش‌های اصلی محموله‌های فضایی است که طراحی و ساخت دقیق آن نقش مهمی در موفقیت مأموریت آن دارد، باید مجموعهٔ جدایش متناسب با مأموریت و سایر اجزا طراحی شود. در این تحقیق نمونهٔ جدیدی از مجموعهٔ جدایش طراحی و ساخته شد که نتایج حاصل از شبیه‌سازی دینامیکی و استاتیکی بیانگر کارایی آن است و آزمایش میدانی و پروازی نیز این مسئله را تأیید کرده است.

این طرح جدید در مقایسه با طرح‌های قدیمی که در پرتاب‌های قبل استفاده شده‌اند مزایا و ویژگی‌های مهمی دارد که عبارتند از:

۱- تقویت دانش فنی برای طراحی، ساخت و آزمایش مجموعهٔ جدایش
۲- وزن مناسب و حداقلی (کاهش ۵۰ درصدی وزن نسبت به نمونهٔ قبلی در کاوشگر ۲)
۳- کاهش سطح مقاوم در برابر جریان و در نتیجه کاهش ضریب درگ مجموعه و گرمایش آیرودینامیکی
۴- افزایش ماکزیمم ارتفاع پرتابه (در آزمایش پروازی در مقایسه با نمونهٔ قبلی تقریباً ۱۲ کیلومتر ارتفاع اوج را افزایش داد)
۵- حرکت برروی خط مستقیم محموله بعد از جدایش
۶- انفجار در درون مجموعهٔ جدایش و عدم تأثیر بر سیستم تله‌متری تصویر (نتیجهٔ حاصل از آزمایش پروازی)
۷- ابعاد خارجی (طول) کمتر نسبت به نمونهٔ قبلی

مراجع

[۱] فارسی، محمدعلی و آریایی‌فر، نادر. *ساخت نمونهٔ آزمایشی سیستم جدایش محموله سوم آزمایشگاه فضایی*، پژوهشگاه هوافضا، شماره شناسه: ARI-۸۶-۳۱-SSV-DSS-۱-۲-۱، تهران، فروردین ۱۳۸۹.

[۲] قاسم‌لو، سجاد. «سیستم‌های جدایش در موشک‌های چندمرحله‌ای»، *پیک هوافضا*، سال پنجم، شمارهٔ ۱۹، ۱۳۷۷.

[۳] بهرامی، محسن و همکاران، *راکت‌های کاوش جهان*، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ۱۳۸۸.

[۴] صادقی‌گیوی، زهرا، رئیسی، کامران و بهرامی، محسن. *تحلیل عملکرد پروازی دومین محمولهٔ راکت کاوش*، پژوهشگاه هوافضا، شماره شناسه: ARI-۸۷-۳۱-NSL2-REV-۱-۵-۱، ۱۳۸۸.

[5] [on line]: Available, http://www.ssc.se

[6] Flight Separation Mechanism, NASA Sp-8056, 1970.

[7] [on line]: Available, http://www.bestweb.net/~kcoyne/

[8] [on line]: Available, http://www.pha.jhu.edu/groups/rocket/

[9] Thomas, R., Cesaroni, A., Kline, K. and Das, D., "Hybrid Rocket Flight Testing of a Small Universal Sounding Rocket Recovery System," *16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Conference*, Boston, MA, 2001.

[۱۰] مریام، جیمز و کریگ، گلن. *دینامیک*، مترجم عبدالمجید رضایی، محمد قوامی و همکاران، مرکز نشر دانشگاهی، تهران، اسفند ۱۳۸۴.

[۱۱] شیگلی، جوزف ادوارد، *طراحی اجزای ماشین*، مترجم ایرج شادروان، ۱۳۸۵.

[۱۲] کاتالوگ انتخاب فنر، کالای ابزار شبستری، ۱۳۸۸.

[۱۳] عبدالهی‌پور، سهیلا، اعتمادی، فخری و ابراهیمی، محمد. *تحلیل آیرودینامیکی محموله سوم آزمایشگاه فضایی*، گزارش پژوهشگاه هوافضا، شناسهٔ مدرک: ARI-۸۷-۳۱-NSLB3SYS-AER -۱-۱-۱ ، تهران، فروردین ۱۳۸۹.

[14] Bickford, J. H., *An Introduction to the Design and Behavior of Bolted Joints*, Fourth Edition, CRC Press, USA, 2008.

[15] Edward Pope, J., *Rules of Thumb for Mechanical Engineers*, Gulf Professional Publishing, USA, 1997, pp: 280-290

[16] Bahrami-Hessari, B. and Foo-Wooi Yap, D., The Victoria Satellite-Feasibility Study and Communication Protocol The Royal Institute of Technology (KTH), Master Degree Thesis 2002, Stockholm, Sweden.

[17] *Handbook of Sounding Rocket*- NASA-Suborbital Projects and Operations, Directorate Sounding Rockets Program Office, 1999.