



# An Investigation into Effects of Changing Dimensions of Flywheel of a Non-Explosive Separation System on its Performance

## ARTICLE INFO

### Article Type

Original Research

### Authors

Zeynalbeyk M. J.<sup>1</sup>,  
Hosseini R.<sup>1\*</sup>,  
Modarres S. M. M. J.<sup>1</sup>,  
Ameri M. J.<sup>1</sup>,

### How to cite this article

Zeynalbeyk MJ, Hosseini R, Modarres SMM J, Ameri MJ. An Investigation into Effects of Changing Dimensions of Flywheel of a Non-Explosive Separation System on its Performance. Modares Mechanical Engineering. 2022;22(06):419-428.

<sup>1</sup> Mechanical Engineering Department, Engineering Faculty, Imam Hossein Comprehensive University, Tehran, Iran

### \*Correspondence

Address: Mechanical Engineering Department, Engineering Faculty, Imam Hossein Comprehensive University, Tehran, Iran

R.Hosseini.mech@gmail.com

### Article History

Received: November 29, 2021  
Accepted: February 24, 2022  
ePublished: May 07, 2022

## ABSTRACT

One of the most proven ways to reduce satellite launch vehicles fuel consumption is to use multistage separation systems. These separation systems based on mechanism of operation divided into two category, explosive and non-explosive. Nowadays, non-explosive separation systems have been considered due to their features such as ease of maintenance, reduction of explosion hazards and reduction of shock to payload. One type of non-explosive separation systems is separation systems based on CBOD (Clamp Band Opening Device) releaser. In this study, changing the dimensions (geometry and thickness) of the flywheel which is one of the effective parameters in the CBOD release performance, have been investigated. Adams software (ADAMS) was used for simulation and the Results have been validated using experimental test on sample made by 3D printer. The parameters of separation time, linear acceleration of Counter-clockwise screw along separation axis and angular acceleration of flywheel around separation axis has been selected as output parameters. It was found that the increase in diameter and thickness of the flywheel is directly related to the separation time and inversely related to the angular acceleration of the flywheel around the separation axis and the linear acceleration of the Counter-clockwise screw along separation axis. Also, with increasing moment of inertia and mass of the flywheel, the amplitude of acceleration fluctuations has decreased.

**Keywords** Separation System, Non-Explosive, CBOD, Separation Time, Shock, Satellite Launch Vehicle

## CITATION LINKS

[1] Refinement of a Low-Shock Separation System. [2] Non-explosive separation nut. [3] Separation nut with a restraining wire. [4] Flywheel nut separable connector and method. [5] Device and method for connecting two parts of a craft. [6] Separable roller screw assembly for a space craft release mechanism system. [7] Rigid body separation dynamics for space launch vehicles. [8] Dynamics of satellite separation system. [9] Reliability and safety assessments of the satellite separation process of a typical launch vehicle. [10] Dynamics and transient perturbation analysis of satellite separation systems. [11] Dynamic simulations and failure analysis of a clamp band system for spacecraft. [12] Dynamic-envelope analysis of clamp-band joint considering pyroshock of satellite separation. [13] V-band separation shock characteristics. [14] Shock tests for low shock device of wrapping band and related data processing. [15] LPSS a clamp band release system inducing very low shocks at payload interface. [16] Development of a reusable, low-shock clamp band separation system for small spacecraft release applications. [17] Motion analysis of band release system. [18] Joint Characteristic Study of a Typical Merman Band Joint used for Launch Vehicles using Non-Linear Fe Analysis. [19] Pyroshock prediction of ridge-cut explosive bolts using hydrocodes. [20] Numerical study on the explosive separation of pyrotechnic cutter. [21] RUAG's approach to develop a modular low shock separation and jettison system. [22] A reusable SMA actuated non-explosive lock-release mechanism for space application. [23] Dynamic analysis of Separation in Reduction syetem of a retractable vessel. [24] Analysis and dynamic simulation of a 6 DOF spring separation in satellites and multistage missiles. [25] Friction properties of moulding thermoplastics.

## بررسی تاثیر تغییر ابعاد چرخ طیار یک سیستم جدایش غیر انفجاری در عملکرد آن

محمدجواد زینل‌بیک

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران

روح‌اله حسینی\*

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران

سیدمحمدحسن مدرس

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران

محمدجواد عامری

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران

### چکیده

یکی از مهمترین راه‌های اثبات شده در کاهش مصرف سوخت ماهواره برها؛ استفاده از سیستم‌های جدایش چند مرحله‌ای است. این سیستم‌های جدایش بر اساس سازوکار عملکرد به دو دسته انفجاری و غیر انفجاری تقسیم می‌شوند. امروزه سیستم‌های جدایش غیر انفجاری به دلیل ویژگی‌هایی از جمله سهولت نگهداری، کاهش خطرات مربوط به انفجار و کاهش شوک وارده به قسمت محموله (Payload) مورد توجه قرار گرفته‌اند. یکی از انواع سیستم‌های جدایش غیر انفجاری، سیستم جدایش غیر انفجاری مبتنی بر رهاساز سی بی او دی (Clamp Band Opening Device) است. در این پژوهش تغییرات ابعاد (هندسه و ضخامت) چرخ طیار که یکی از عوامل موثر در عملکرد رهاساز سی بی او دی می‌باشد، مورد بررسی قرار گرفته است. به منظور شبیه‌سازی از نرم افزار ادمز (ADAMS) استفاده شده و نتایج با استفاده از آزمایش‌های تجربی بر روی نمونه ساخته شده با استفاده از پرینتر سه‌بعدی صحت‌سنجی شده است. عوامل زمان جدایش، شتاب خطی پیچ پادساعتگرد در راستای محور جدایش و شتاب زاویه-ای چرخ طیار حول محور جدایش به عنوان عوامل خروجی انتخاب شده است. مشخص شد که افزایش قطر و ضخامت چرخ طیار با مدت زمان جدایش رابطه مستقیم و با شتاب زاویه‌ای چرخ طیار حول محور جدایش و شتاب خطی پیچ پادساعتگرد در راستای جدایش رابطه معکوس دارد. همچنین با افزایش گشتاور جرمی و جرم چرخ طیار، دامنه نوسانات شتاب کاهش می‌یابد.

**کلیدواژه‌ها:** سامانه جدایش، غیر انفجاری، سی بی او دی، زمان جدایش، شوک، ماهواره‌بر

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۹/۰۸

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۰۵

\*نویسنده مسئول: R.Hosseini.mech@gmail.com

### ۱- مقدمه

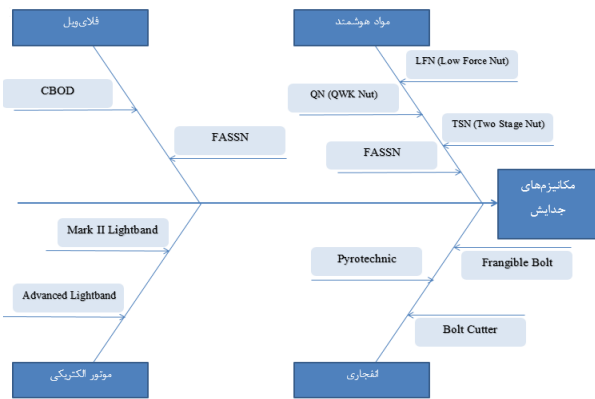
یکی از مباحث مهم در حوزه ماهواره، ارسال ماهواره به فضا است. این مسئله به اندازه‌ای مهم است که در صورت اشتباه در محاسبات و طراحی می‌تواند باعث از دست رفتن ماهواره به طرق مختلف نظیر انفجار حامل، قرار نگرفتن ماهواره در مدار و ... و هدر رفت هزینه‌های هنگفت شود. از این رو نیازمند طراحی و انجام محاسبات دقیق در این زمینه است.

در طراحی موتورهای پیشرفته، وزن سازه یک عامل مهم است. هر چه وزن یک سازه سنگین تر باشد نیروی پیشرفته و در ادامه مصرف سوخت بیشتری مورد نیاز است. این امر حتی می‌تواند باعث تغییراتی در طراحی پیشرفته شود. از این رو کاهش وزن امر مطلوبی در حوزه هوافضا است و تلاش‌های زیادی در این زمینه صورت گرفته که می‌توان به تحقیق و پژوهش بر روی مواد و آلیاژهای جدید با خواص مطلوب نظیر کامپوزیت‌ها اشاره نمود. یکی دیگر از روش‌هایی که برای این امر در حامل‌های ماهواره مورد استفاده قرار گرفته، استفاده از پیشرفته‌های چند مرحله‌ای است به این صورت که در هر مرحله، یکی از پیشرفته‌ها عمل کرده و پس از اتمام فرآیند با استفاده از سیستم جدایش خاص خود، از حامل جدا می‌شود. این روش نیازمند سامانه‌ای است که در هر مرحله دو قسمت مورد نظر بدون هیچ مشکلی به یک دیگر متصل باشد و در زمان جدایش با ارسال سیگنالی، به‌صورت ایمن و بدون وارد کردن شوک، دو قسمت از یک دیگر جدا شوند. به این سامانه، سامانه جدایش گفته می‌شود. یکی از رایج‌ترین نوع سامانه‌های جدایش، نوع مرمن کلمپ (Marman Clamp) می‌باشد که اولین بار توسط شرکت مرمن پروداکت (Marman Product) در دهه ۱۹۳۰ می‌لادی تولید شد. این سامانه از یک نوار (Band) که داخل آن قطعات گوه‌ای شکل وجود دارد تشکیل شده است. این نوار به دور دو حلقه که بر روی هم قرار گرفتند و معکوس شکل هندسی گوه‌ها بر روی لبه آن‌ها وجود دارد، جای گرفته و با پیش فشار کششی بسته می‌شوند<sup>[1]</sup>. سامانه‌های جدایش بسته به نوع مکانیزم عملکرد به دو دسته انفجاری و غیر انفجاری تقسیم‌بندی می‌شوند. امروزه سامانه‌های جدایش غیر انفجاری به دلیل ویژگی‌هایی از جمله سهولت نگهداری، کاهش خطرات مربوط به انفجار، قابلیت استفاده مجدد و کاهش شوک وارده به قسمت محموله مورد توجه قرار گرفته‌اند. اهمیت این کاهش شوک به صورت ویژه در ماهواره‌های کلاس می‌کرو قابل مشاهده است. سامانه‌های جدایش غیر انفجاری دارای انواعی هستند که یکی از رایج‌ترین این انواع، سامانه‌های جدایش مبتنی بر رهاساز سی بی او دی است. این سامانه به افزایش مدت زمان جدایش و به دنبال آن افزایش مدت زمان رهاسازی انرژی کرنشی ذخیره شده در نوار، شوک تولید شده را کاهش می‌دهد.

در ادامه گزیده‌ای از پژوهش‌ها و اختراعات ثبت شده در این زمینه عنوان خواهد شد. در سال ۱۹۹۳ رودی اقدام به ثبت اختراعی نمود که در آن به طراحی عملگری غیر انفجاری پرداخته است. در این طرح از یک فنر کنترل از راه دور که به صورت یک طرفه یک بوش را قفل کرده استفاده شده است که از فنر برای فشار دادن بوش به مهره چند تکه استفاده می‌شود تا مهره در راستای شعاع جدا شده و قطعه اتصال درگیر را آزاد کند<sup>[2]</sup>. در سال ۱۹۹۴ چاپوت اختراعی ثبت کرد که در آن یک اتصال جدا شونده ارائه نمود که از یک مهره چند تکه که توسط یک قرقره چند تکه که قطعات آن توسط یک

و سوییچ‌های لیمیت به صورت ریاضی مدل شده است و توزیع نیروها و گشتاورها مد نظر قرار گرفته است. به منظور دستیابی به عوامل مسیر و حالت جدایش، پلتفرم‌های نرم افزاری متلب (MATLAB) و ادمز با یکدیگر ترکیب شده است. حداقل فاصله نسبی برای نمایش برخورد بین ماهواره و وسایل پرتاب پیشنهاد شده است. تاکید بر روی معرفی دیدگاهی توسط تحلیل یک سیستم جدایش معمولی قرار داده شده است. یک سامانه آزمون زمینی جدایش ماهواره طراحی شده و نتایج آزمون با تحلیل مقایسه شده است تا دقت مدل دینامیکی و امکان پذیری دیدگاه را اثبات کند<sup>[10]</sup>. تان و یان یک مدل دینامیکی از سامانه جدایش ماهواره-راکت در بستر نرم افزار آدامز به منظور تحلیل اثرات عوامل سازه‌ای مختلف و شکست‌های معمول اجزا بر پوشش دینامیکی جدایش نوار گیره ارائه کردند<sup>[11]</sup>. لی و همکاران روش تان را برای طراحی و تحلیل سامانه جدایش بهبود بخشیده و پوشش دینامیکی نوار گیره را به صورت دو بعدی و سه بعدی تصویر کرده-اند<sup>[12]</sup>. چانگ در مورد مشخصات و محیط شوک انفجاری مبتنی بر اندازه‌گیری‌های مختلف آزمایش انجام شده بر روی چندین برنامه فضایی جی پی ال (JPL) بحث کرد<sup>[13]</sup>. هان آزمایش‌های مختلفی به منظور تحلیل پاسخ‌های شوک یک دستگاه نوار گیره انجام داد<sup>[14]</sup>. ای ای دی اس کاسا اسپاسیوی اسپانیا یک دستگاه اتصال-جدایش جدید ال پی اس اس (Launch Payload Separation System) گسترش داد که با معرفی یک سازوکار که با کنترل زمان رهاسازی پیش بار، توانایی کاهش شوک جدایش به یک سطح قابل توجه پایینی را دارد<sup>[15]</sup>. داوون و همکاران با استفاده از یک تکنولوژی جدید برای تبدیل انرژی کرنشی ذخیره شده در سامانه به انرژی چرخشی یک چرخ طیار، یک سامانه جدایش قابل استفاده مجدد نوار گیره با شوک پایین برای کاربرد رهاسازی فضایی کوچک توسعه دادند<sup>[16]</sup>. بوسیل و همکاران در سال ۲۰۱۲ تحلیل حرکتی سامانه رهاسازی نوار گیره (مرمن بند) را مورد تحلیل قرار دادند. در این پژوهش، بوسیل ابتدا بر روی نوار، تحلیل مودال انجام داده و سپس با استفاده از نرم افزار ادمز تحلیل حرکتی بر روی سامانه انجام داد و پارامترهای جابجایی، سرعت و شتاب نوار و بلاک گوه را پس از عمل نمودن رهاساز پیرو محاسبه نمود<sup>[17]</sup>. در سال ۲۰۱۴ تامپی و انوارخان با استفاده از تحلیل حل عددی یک نوار گیره (مرمن بند) را طراحی و تحلیل نمودند. در این پژوهش از نرم افزار حل عددی انسیس (Ansys) به منظور تحلیل استفاده شد<sup>[18]</sup>. در سال ۲۰۱۶ لی و همکاران در پژوهشی با استفاده از یک هیدروکد تجاری یک روش عددی برای پیش‌بینی شوک تولید شده توسط یک پیچ انفجاری ارائه نمودند. نتایج به دست آمده از این روش دقت مناسبی را در تخمین زمان و دامنه‌های فرکانس در برداشت<sup>[19]</sup>. در سال ۲۰۱۹ شیونگ و همکاران با استفاده از یک مدل سه بعدی اجزا محدود از یک برنده انفجاری (Pyrotechnic Cutter) مطالعه‌ای به منظور مشخص نمودن تاثیر

سیم نگه‌دارنده به هم متصل شده است و توانایی حرکت شعاعی را دارد محصور شده است، استفاده می‌کند و توانایی نگه داشتن مهره را در کنار هم بدون افزودن انرژی نامطلوب به سیستم را دارد<sup>[3]</sup>. در سال ۱۹۹۷ نیگرن اختراعی ثبت نمود و طرحی ارائه داد که دستگاهی برای جدایش ارائه داد که با استفاده از یک مجموعه شامل چرخ طیار و پیچ، شوک ناشی از انرژی کرنشی ذخیره شده را کاهش می‌دهد<sup>[4]</sup>. در سال ۲۰۰۲ اسمیت طرح جدیدی را ثبت و ارائه نمود. در این طرح دو سمت نوار گیره (Clamp Band) به دو پیچ خود قفل نشونده متصل است که دو پیچ که یکی چپ گرد و دیگری راست گرد است به یک چرخ طیار متصل شده است. چرخ طیار توسط عملگری قفل شده است. با رها شدن قفل، چرخ طیار رها شده و به دلیل خود قفل نشونده بودن پیچ، پیچ حرکت کرده از داخل چرخ طیار خارج می‌شود<sup>[5]</sup>. این طرح عملگر انفجاری و شوک ناشی از آن را حذف نموده و با افزایش مدت زمان جدایش و طبع آن کاهش سرعت رهاسازی انرژی کرنشی ذخیره شده در کلمپ بند، شوک ناشی از آن را کاهش می‌دهد با استفاده از همین رویکرد اختراعی دیگر در سال ۲۰۲۰ توسط تناندر ثبت شد که دستگاهی ارائه نمود که از یک مجموعه پیچ هرزگرد هماهنگ جایگزین چرخ طیار در طرح اسمیت، استفاده می‌کند<sup>[6]</sup>. راتو و جیاکوماریک فرمول سامانه‌مند برای شبیه سازی دینامیک جسم صلب شامل دینامیک پیروید کوتاه، که بر روی مرحله جدایش و خارج شدن قطعات پرتابگر ماهواره تمرکز شده است، استخراج نمودند. همچنین مروری بر انواع مختلف جدایش موجود در یک وسیله پرتاب انجام داده‌اند<sup>[7]</sup>. پس از آن، آنها سامانه جدایش ماهواره را با استفاده از یک سازوکار فنر ماریچ تحلیل کرده و سامانه‌های مختصات، تبدیلات مختصات و معادلات حرکتی که برای طراحی و تحلیل سامانه جدایش ماهواره کاربردی است را ارائه دادند و با استفاده از یک روش آماری قابل اعتماد تاثیر متغیرهای طراحی را بررسی کردند. در این پژوهش یک روش رانج - کوتا مرتبه چهارم برای حل معادلات دیفرانسیلی معمولی غیر خطی حرکت به منظور دست یابی به ۱۲ درجه آزادی برای اجسام جداکننده برای عوامل دینامیکی مشخص شده، اتخاذ شده است. همچنین یک دیدگاه آماری قابل اطمینان نیز برای محاسبه تغییرات در عوامل دینامیکی مشخص شده دنبال شده است<sup>[8]</sup>. سینگارولو از روش ناگوچی برای شبیه سازی جدایش ماهواره استفاده نموده و قابلیت اطمینان و امنیت یک وسیله پرتاب معمولی ارزیابی نمود. در این پژوهش آنها به صورت خلاصه فرمول دینامیک جدایش جسم صلب که برای طراحی و تحلیل سامانه جدایش ماهواره با استفاده از سازوکار فنر فشرده ماریچ کاربردی است، ارائه دادند<sup>[9]</sup>. هو و همکاران دینامیک و تحلیل گذرای اغتشاش سامانه جدایش ماهواره پیگی بکینگ (Piggybacking) را انجام دادند. در این پژوهش با توجه به سازوکار فنر فشرده ماریچ، یک دیدگاه با استفاده از تحلیل گذرای اغتشاش ارائه شده است. فنرهای جدایش



شکل ۱) دیاگرام استخوان ماهی از انواع مکانیزم‌های جدایش

به عنوان نماینده شتاب نوار در هنگام خروج پیچ از چرخ طیار و پارامتر خروجی شتاب زاویه‌ای چرخ طیار به عنوان نماینده رفتار چرخ طیار به عنوان عوامل خروجی انتخاب شده است. در این پژوهش ابتدا یک نمونه از قطعات طراحی شده با استفاده از چاپگر سه بعدی چاپ شده و یک نمونه اولیه از رها‌ساز ساخته شده است. سپس برای یک نیروی جدایش مشخص مدت زمان جدایش رها‌ساز ساخته شده اندازه‌گیری شده است. سپس با شبیه‌سازی شرایط آزمایش در نرم افزار ادمز، مدل ساخته شده صحت‌سنجی شده و پس از تایید مدل، شبیه‌سازی‌های مورد نیاز مسئله انجام شده و در انتها نتایج با یک‌دیگر مقایسه شده است.

## ۲- سامانه جدایش

همانطور که در مقدمه عنوان شد، یکی از رایج‌ترین سامانه‌های جدایش غیر انفجاری، سامانه جدایش غیر انفجاری مبتنی بر رها‌ساز سی بی او دی است. در این سامانه، تمامی اجزاء مشابه سامانه جدایش مرمی می‌باشد با این تفاوت که در قسمت اتصال دو نوار از یک رها‌ساز غیر انفجاری به نام اختصاری سی بی او دی استفاده شده است.

در شکل ۲ برش مقطعی از یک سامانه جدایش مرمی می‌باشد. مطابق شکل، قطعات گوه‌های شکل بر روی دو لبه حلقه قرار گرفته و نوار فلزی بر روی آنها قرار گرفته و با پیش کشش بسته می‌شود. این پیش کشش سبب می‌شود گوه‌ها محکم روی دو لبه حلقه قرار گرفته و مانع از جدا شدن آنها می‌گردد. حلقه بالا به ماهواره و حلقه پایین به حامل متصل شده است. بین دو حلقه بالا و پایین فنرهایی قرارداده شده است که در زمان اتصال دو حلقه به صورت فشرده بسته شده و با آزاد شدن نوار، باز شده و باعث جدا نمودن و سرعت دادن نسبی به حلقه بالا می‌شود. در شکل ۳ نمای کلی یک سیستم جدایش با رها‌ساز غیر انفجاری قابل مشاهده است.

رها‌ساز سی بی او دی در شکل ۴ نشان داده شده است. این رها‌ساز متشکل از یک چرخ طیار (۱۲)، دو پیچ خود قفل نشونده مشابه (۱۰) که یکی راست گرد و دیگری چپ گرد می‌باشد، دو عدد

فرآیند شکست دینامی‌کی انفجار و فاصله شتاب تیغه برش بر اثر برش انجام دادند [20]. در سال ۲۰۱۹ سبریان و همکاران طی پژوهشی به بررسی دیدگاه شرکت روگ (Ruag) در توسعه یک سامانه جدایش با شوک پایین فاقد انفجار پرداخت [21]. در سال ۲۰۲۰ پن سازوکار یک سامانه جدایش سریع با شوک پایین و فاقد انفجار مبتنی بر چرخ طیار و پیچ‌های خود قفل نشونده و رها‌ساز قفل سازوکار مبتنی بر آلیاژ حافظه‌دار را طراحی نموده و ساخت. در این پژوهش پن پس از ساخت نمونه آن را تحت آزمون‌های مختلف قرار داده و نتایج آن را منتشر نمود [22]. در سال ۱۳۹۲ هجری شمسی طلائلی زاده و همکاران پژوهشی انجام دادند که طی آن پس از تعیین ویژگی‌های جرمی و هندسی مکانیزم جدایش و همچنین شرایط جدایش، با توسعه یک محیط شبیه سازی نرم افزاری رفتار دینامی‌کی سامانه جدایش را بررسی نموده تا تأمین نیازمندی‌های عملکرد دینامی‌کی سازوکار به منظور حصول رها‌ساز و رانش مطلوب ارزیابی گردد [23]. در سال ۱۳۹۴، اسکندری و همکاران سامانه جدایش یک ماهواره غیر چرخان که جدایش آن فوری بود را مورد بررسی قرار داده و معادلات لازم را استخراج کردند. عواملی نظیر خواص سختی، محل نصب فنرها، خواص جرمی، اینرسی و نیروی تراست باقیمانده در این تحلیل استفاده شده است که در این مقاله اثر برخی از این عوامل بر روی خطای تپ‌آف (tipoff) و سرعت نسبی جدایش برای یک ماهواره نمونه بررسی شده است [24].

در شکل ۱، نمودار استخوان ماهی انواع سازوکارهای مورد استفاده در سامانه‌های جدایش نشان داده شده است. در پژوهش بوسیل جابه‌جایی، سرعت و شتاب بلاک گوه و نوار برای یک نوار گیره با رها‌ساز انفجاری مورد بررسی قرار گرفت. پن نیز با تغییری در طرح اسمی‌ت که مبتنی بر چرخ طیار و پیچ‌های خود قفل نشونده بود، رها‌ساز قفل سازوکار را تغییر داده و مکانیزم جدیدی مبتنی بر آلیاژ حافظه‌دار معرفی نمود. در این طرح عامل انفجار حذف شده و یک سازوکار جدایش با شوک پایین ارائه شده است. به دلیل عدم بررسی تحلیل حرکتی سامانه جدایش غیر انفجاری مبتنی بر چرخ طیار و بررسی اثر عامل چرخ طیار بر عملکرد جدایش که در طراحی این سامانه موثر است، در این پژوهش طرح جدایش غیر انفجاری مورد بررسی قرار گرفته و مدت زمان جدایش، مولفه شتاب زاویه‌ای چرخ طیار و شتاب خطی پیچ برای ابعاد مختلف چرخ طیار محاسبه و مقایسه شده است. تغییر ابعاد در دو قسمت تغییر ضخامت قسمت میانی چرخ طیار و تغییر قطر چرخ طیار بر نمونه اعمال شده است و با توجه به اهمیت وزن در قطعات مورد استفاده در مسائل هوافضایی، بررسی شده است که تغییرات در کدام یک از این دو عامل تأثیر بیشتری بر سه عامل خروجی دارد. عامل خروجی مدت زمان جدایش به دلیل موثر بودن مدت زمان رها‌سازی انرژی کرنشی ذخیره شده در نوار بر شوک تولید شده، عامل خروجی شتاب خطی پیچ به دلیل اتصال مستقیم به سر نوار

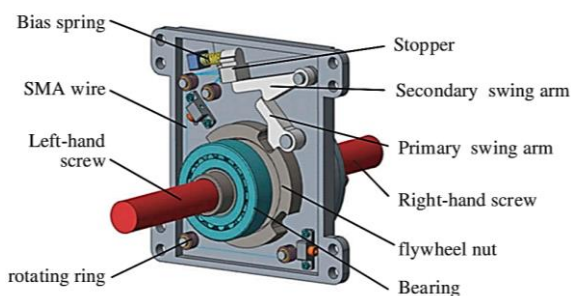
مشخص است چرخ طیار با استفاده از سازوکاری قفل شده است. یک بازو در شیار چرخ طیار قرار گرفته و از حرکت آن جلوگیری می‌کند که با بازوی دیگری حمایت می‌شود. این سازوکار در انتها به یک قطعه که دو بازو را در مکان خود نگه می‌دارد منتهی می‌شود. در پشت این قطعه نگهدارنده فنری قرار داده شده است که مانع حرکت این قطعه می‌شود. یک سیم از آلیاژ حافظه‌دار به قطعه نگهدارنده متصل است که با عبور جریان الکتریکی از سیم و گرم شدن آن باعث فعال شدن حافظه سیم شده و منقبض می‌شود و با عقب کشیدن قطعه نگهدارنده باعث رها شدن قفل چرخ طیار می‌شود [22].

از عوامل موثر و مهم در طراحی این رهاساز می‌توان به ابعاد پیچ و چرخ طیار، ممان اینرسی جرمی چرخ طیار، ضریب اصطکاک و هندسه رزوه‌های پیچ‌ها و چرخ طیار اشاره کرد [5]. در این پژوهش ابعاد چرخ طیار به دو عامل هندسه و ضخامت قسمت می‌انی چرخ طیار تقسیم‌بندی شده است و تاثیر تغییر ابعاد این دو عامل بر عملکرد رهاساز بررسی شده است. ابتدا برای یک اندازه ابعادی توسط چاپگر سه بعدی یک نمونه ساخته می‌شود. بر روی این نمونه یک آزمون تجربی انجام شده و داده‌های حاصل ثبت شده است. سپس برای شرایط آزمون تجربی در نرم افزار ادمز مدل‌سازی انجام شده و نتایج به دست آمده با داده‌های حاصل از تست تجربی صحت‌سنجی شده است.

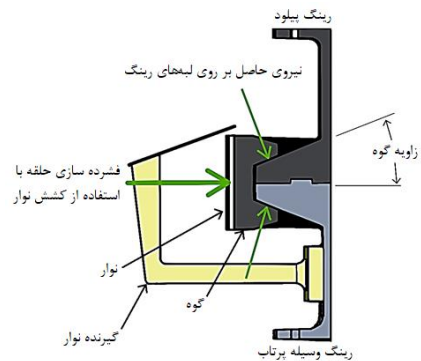
پس از تایید صحت مدل، برای ابعاد مختلف هندسه و ضخامت قسمت می‌انی چرخ طیار شبیه‌سازی انجام شده است. عوامل مدت زمان جدایش، شتاب زاویه‌ای چرخ طیار حول محور جدایش و شتاب خطی پیچ پادساعتگرد در راستای جدایش به عنوان خروجی تعیین شده است. در انتها نتایج حاصل شده با یکدیگر مقایسه شده‌اند.

### ۳- آزمون تجربی

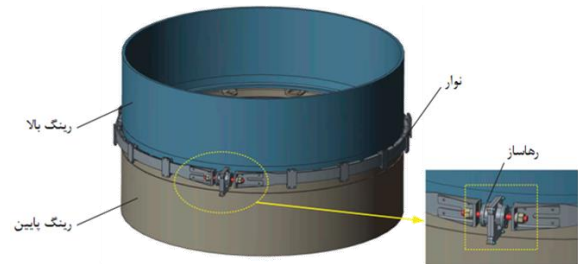
یک نمونه از قطعات طراحی شده توسط چاپگر سه بعدی با جنس ای بی اس چاپ شده است. پیچ‌ها دارای چهار رشته رزوه با گام ۴ میلی‌متر بوده و به منظور کاهش اصطکاک با قسمت داخلی چرخ طیار قطر ریشه ۶/۵ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. همچنین



شکل ۵) شماتیک یک سی بی او دی با رهاساز قفل مبتنی بر آلیاژ حافظه‌دار [22]



شکل ۲) برش مقطع از سیستم جدایش مرمن [1]

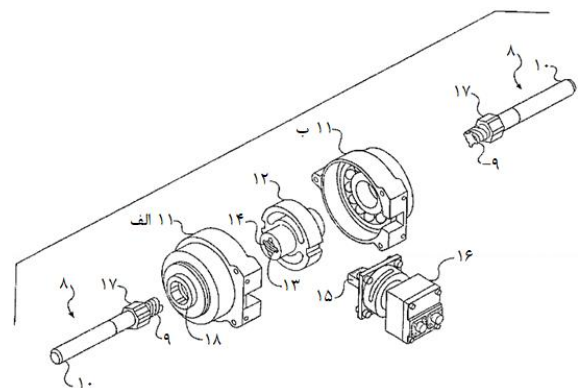


شکل ۳) نمای کلی از یک سیستم جدایش با رهاساز غیر انفجاری [22]

بلبرینگ که در محفظه (۱۱) قرار دارند و دو سر چرخ طیار در داخل آنها قرار می‌گیرد، یک قفل کننده (۱۶) که در اینجا از یک پین پولر مکانیکی استفاده می‌شود و دو مهره (۱۷) که داخل محفظه هم شکل خود (۱۸) قرار می‌گیرند، است. رزوه‌های داخل چرخ طیار (۱۴) و رزوه‌های پیچ‌ها (۹) مشابه و هم‌گام هستند و پیچ‌ها داخل رزوه‌ی چرخ طیار بسته می‌شوند. نوار با یک پیش بار کششی بسته می‌شود و دو سر نوار مطابق به دو پیچ رهاساز بسته می‌شود.

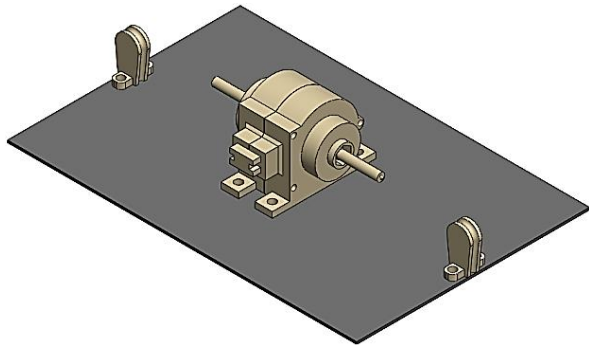
پس از بسته شدن پیچ‌ها، چرخ طیار توسط قفل کننده ثابت می‌شود و در هنگام رهاسازی با دریافت سیگنال الکتریکی پین پولر عمل کرده و زبانه به داخل کشیده می‌شود و قفل چرخ طیار آزاد می‌شود و به دلیل پیش فشار کششی دو طرف نوار کشیده شده و به دو حلقه اجازه جدایش می‌دهد [5].

همان‌طور که پیشتر بیان شد، پین در [22] به منظور رهاسازی قفل چرخ طیار یک روش دیگری مبتنی بر مواد حافظه دار (Shape Memory Alloy) ارائه کرد. در این روش همان‌طور که در شکل ۵

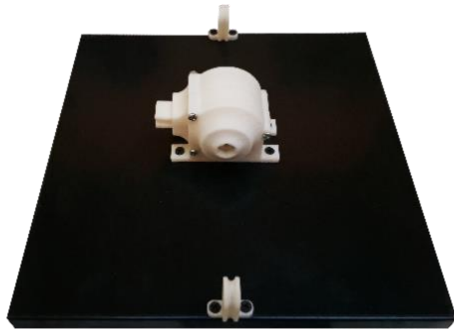


شکل ۴) شماتیک اجزای یک سی بی او دی با رهاساز قفل پین پولر [5]





شکل ۷) اسمبل نهایی در محیط نرم افزار سالیدورکز (Solidworks)



شکل ۸) اسمبل قطعات بر روی صفحه تست

دقت در اندازه‌گیری زمان جدایش از تصاویر ضبط شده، می‌زان طول داخل شده بر روی پیچ علامت گذاری شده و پیچ در محل علامت در آستانه حرکت قرار داده می‌شود. با شروع تصویر برداری وزنه رها شده و مدت زمان شروع حرکت تا خروج کامل پیچ تصویر برداری می‌شود. آزمون تجربی برای وزنه ۵۲ گرمی انجام شده و نتایج با حذف مقادیر دارای خطای بالا ثبت شده است. در این پژوهش احتمال وقوع خطا در مراحل ساخت قطعات (مواردی نظیر شریک‌کج)، مونتاژ قطعات، فرآیند آزمون تجربی و ثبت نتایج وجود دارد.

#### ۴- صحت‌سنجی

به منظور شبیه سازی مسئله از نرم افزار ادمز استفاده شده است. این نرم افزار محصول شرکت ام اس سی (MSC) بوده و امکان شبیه سازی دینامیکی اجسام را به کاربر می‌دهد. مدل‌سازی در نرم افزار ادمز انجام و به منظور صحت‌سنجی تست، تغییرات مطرح شده در قسمت قبل بر روی مدل اعمال می‌شود. برای تعریف تماس بین دو قطعه از مدل ایمپکت استفاده شده است. چگالی قطعات در نرم افزار ۱/۰۲ گرم بر می‌لیومتر مکعب در نظر گرفته شده است. برای نیروی اصطکاک از مدل کولمب استفاده شده و ضرایب اصطکاک استاتیکی و اصطکاک دینامیکی برای ماده ای بی اس در آن وارد شده است<sup>[25]</sup>. ضرایب تماس تعریف شده در جدول ۱ قابل مشاهده است.

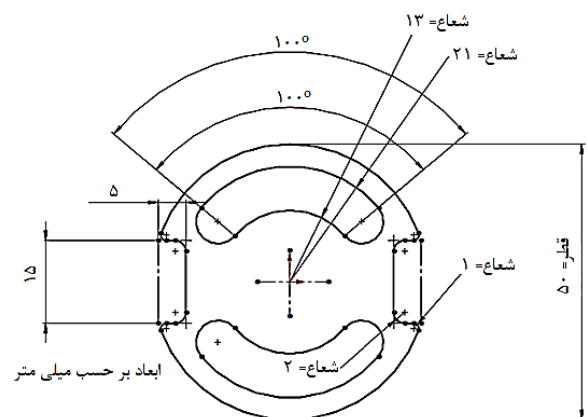
مدت زمان جدایش پیچ از چرخ طیار در شبیه سازی برای مدل آزمون تجربی، ۲۳/۸ می‌لی ثانیه به دست آمده است. نتایج حاصل

طول پیچ‌ها ۷۰ می‌لی‌متر در نظر گرفته شده است و مقدار داخل شدگی پیچ‌ها در چرخ طیار به منظور افزایش طول درگیری (افزایش مدت زمان جدایش و افزایش دقت ثبت نتایج در آزمون تجربی) در حدود ۲۷ می‌لی‌متر در نظر گرفته شده است. چرخ طیار از ۳ قسمت با ضخامت ۲۰ می‌لی‌متر تشکیل شده است که مجموع ضخامت آن ۶۰ می‌لی‌متر بوده و قطر دو قسمت ابتدایی و انتهایی چرخ طیار ۱۶/۹ می‌لی‌متر می‌باشد. ابعاد هندسی چرخ طیار در شکل ۶ قابل مشاهده است.

به دلیل عدم دسترسی به سامانه نوار گیره و کاهش هزینه‌ها، یک آزمون ستاپ طراحی شده است. به دلیل شرایط آزمون و عدم حضور نوار گیره، در این ستاپ فرآیند جدایش دچار تغییری شده و با ثابت نمودن چرخ طیار مقدار زمان جدایش یکی از پیچ‌ها با ضبط فیلم از فرآیند جدایش توسط دوربین فیلم برداری با قابلیت تصویربرداری با فریم بالا، اندازه گیری شده است. دوربین مورد استفاده، دوربین کاسیو اکسیلیم ای ایکس اف ۱ (Exilim EX-F1) می‌باشد. در شکل ۷ و ۸ آزمون ستاپ قابل مشاهده است. همان طور که در شکل نیز مشخص است، با استفاده از یک قطعه که در انتهای صفحه تست نصب شده، طنابی که به آن وزنه‌ای متصل است عبور داده شده و به انتهای پیچ متصل شده است. با رها سازی وزنه، نیرو به دو سر پیچ وارد شده و باعث خروج پیچ می‌شود. سپس در مدل ساخته شده در نرم افزار ادمز و با تغییر قیود و شرایط مرزی، شرایط آزمون تجربی ایجاد شده و نتایج شبیه‌سازی با نتایج آزمون تجربی مقایسه می‌شود.

هر چه فریم تصویربرداری بالاتر برود کیفیت عکس پایین‌تر آمده و همچنین نیاز به نورپردازی مناسب‌تری است. به همین منظور علی‌رغم امکان تصویربرداری با تعداد فریم ۱۲۰۰ فریم در ثانیه، تعداد فریم‌های تصویربرداری بر روی ۶۰۰ فریم در ثانیه تنظیم می‌شود.

صفحه مسطح بر روی یک سطح که که از زمی‌ن بالاتر است قرارداد می‌شود تا وزنه‌ها در حالت آویزان قرار بگیرند. سپس کادر دوربین بر روی یکی از پیچ‌ها متمرکز می‌شود. به منظور سهولت و افزایش



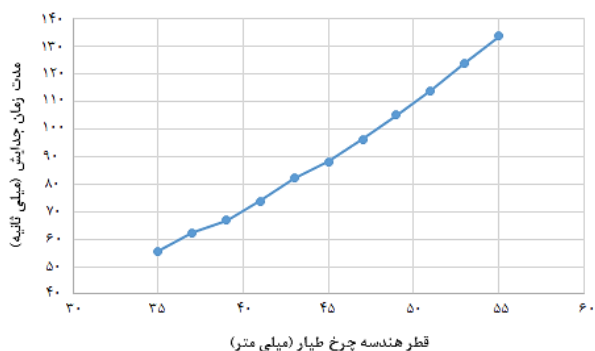
شکل ۶) ابعاد هندسه چرخ طیار

حالت بررسی تغییرات هندسه، توپر در نظر گرفته شده است و قسمت خالی موجود در هندسه نمونه تجربی که پیشتر آورده شده، حذف شده است. برای حالت بررسی ضخامت چرخ طیار هندسه چرخ طیار مشابه هندسه نمونه آزمون تجربی است. در ابتدا باید به این نکته توجه داشت که در این نرم افزار تماس بین دو جسم، بر پایه نظریه هرتز تعریف می‌شود. در این نظریه برای تعریف تماس نیاز به تعیین ضرایبی می‌باشد. زمانی که دو جسم بر اثر نیرو یا حرکتی با یکدیگر در معرض تماس قرار می‌گیرند، با توجه به ضرایب تعیین شده، هنگام نفوذ در یکدیگر نیرویی مقاوم به هر دو جسم اعمال می‌شود تا دو جسم را از یکدیگر دور کرده و مانع نفوذ در یکدیگر شود و دو جسم را از یکدیگر خارج کند. حداکثر می‌زان این نیرو که طبق ضرایب وارد شده توسط نرم افزار محاسبه می‌شود در هنگام رسیدن به می‌زان نهایی عمق نفوذ که در ضرایب تماس تعیین شده، اعمال می‌شود.

حالت زیگزگی که بر روی نمودار وجود دارد به دلیل استفاده از این تئوری برای تعریف تماس می‌باشد. هنگام اعمال نیرو ۱۰ نیوتن و حرکت پیچ، پیچ ابتدا شتابی معادل اعمال نیرو ۱۰ نیوتن را می‌گیرد. سپس در ادامه حرکت و در زمان تماس روزه‌های پیچ با روزه‌های چرخ طیار و نفوذ به داخل آن، نیرو مقاوم تماس بر روی پیچ اعمال می‌شود. این نیرو شتاب منفی ایجاد کرده و سبب حرکت نزولی در نمودار شتاب - زمان می‌شود. پس از خروج دو جسم از یکدیگر نیروی مقاوم تماس برداشته شده و در این حالت تنها نیرویی که بر پیچ وارد می‌شود نیرویی است که به منظور خروج بر پیچ اعمال شده است. مجدداً پیچ شتاب مثبت گرفته و به حرکت ادامه می‌دهد تا در قطعه نفوذ کند و به دنبال آن فرآیند شرح شده مجدداً طی می‌شود.

#### ۵-۱- تغییر هندسه چرخ طیار

حالت اول، ایجاد تغییر در هندسه چرخ طیار با تغییر قطر چرخ طیار است. هندسه چرخ طیار از قطر ۳۵ می‌لی متر تا قطر ۵۵ می‌لی متر با گام ۲ می‌لی متر تغییر می‌کند. با تغییر قطر، در مقدار گشتاورهای جرمی و جرم چرخ طیار تغییر ایجاد می‌شود. در شکل‌های ۹، ۱۰ و ۱۱ زیر نتایج استخراج شده قابل مشاهده است.



شکل ۹) نمودار مدت زمان جدایش به تغییرات قطر چرخ طیار

#### جدول ۱) ضرایب تماس وارد شده در نرم افزار

سفتی (Stiffness)	توان نیرو (Force Exponent)	می‌رایبی (Damping)	عمق نفوذ (Penetration Depth)	ضریب اصطکاک استاتیکی (Static Co.)	ضریب اصطکاک دینامیکی (Dynamic Co.)	سرعت انتقال استاتیکی (Stiction Tra. Vel.)	سرعت انتقال اصطکاک (Friction Tra. Vel.)
۳۰۰۰	۲	۳۰	۰/۱	۰/۳۵	۰/۳	۰/۱	۱۰

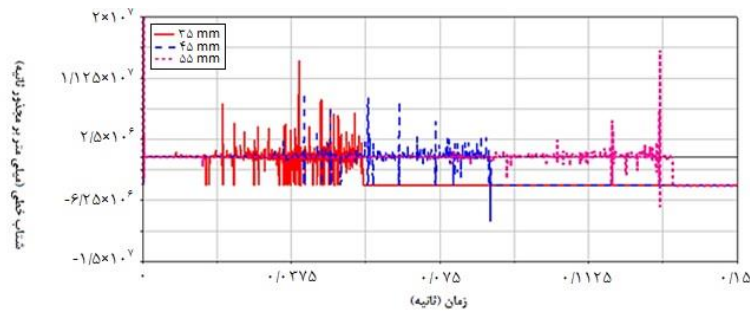
از آزمون تجربی پس از حذف داده‌های خطای بالا و همچنین می‌زان خطا نسبت به مقدار شبیه‌سازی در جدول ۲ آورده شده است. همان‌طور که از جدول ۲ مشخص است، درصد خطای اکثر نتایج کمتر از ۵ درصد می‌باشد. البته ذکر این نکته قابل توجه است که تفاوت می‌ان فریم‌ها غالباً یک یا دو فریم است که به دلیل تصویر برداری با ۶۰۰ فریم بر ثانیه حتی یک فریم اختلاف سبب تفاوت تقریباً ۱/۶ می‌لی ثانیه‌ای می‌شود که خود مقدار قابل توجهی تاثیر در عدد خطا ایجاد می‌کند.

#### جدول ۲) مقدار خطای شبیه سازی با تست تجربی برای وزنه ۵۲ گرمی

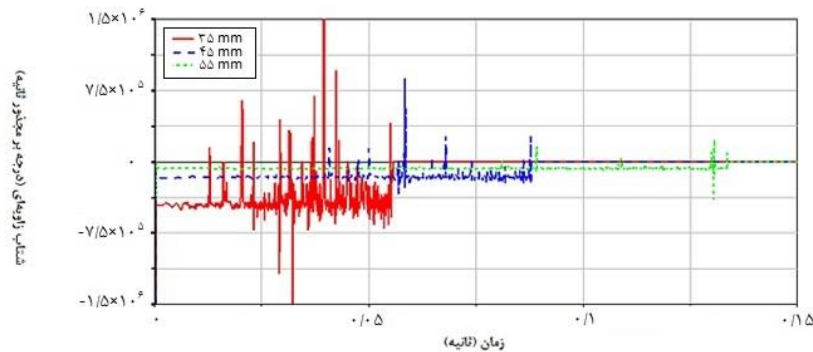
شماره تست	تعداد فریم	زمان جدایش (می‌لی ثانیه)	خطا (درصد)
۱	۱۵	۲۵	۴/۸
۲	۱۳	۲۱/۶۶	۹/۸
۳	۱۳	۲۱/۶۶	۹/۸
۴	۱۳	۲۱/۶۶	۹/۸
۵	۱۳	۲۱/۶۶	۹/۸
۶	۱۲	۲۰	۱۹
۷	۱۵	۲۵	۴/۸
۸	۱۴	۲۳/۳۳	۲
۹	۱۵	۲۵	۴/۸
۱۰	۱۵	۲۵	۴/۸
۱۱	۱۵	۲۵	۴/۸
۱۲	۱۵	۲۵	۴/۸
۱۳	۱۵	۲۵	۴/۸
۱۴	۱۵	۲۵	۴/۸
۱۵	۱۵	۲۵	۴/۸
۱۶	۱۵	۲۵	۴/۸

#### ۵- نتایج و بحث

پس از صحت‌سنجی شبیه سازی، در هندسه و ضخامت چرخ طیار که از عوامل موثر در طراحی سی بی او دی هستند، تغییر ایجاد نموده و به بررسی و مقایسه مقدار زمان جدایش، شتاب زاویه‌ای چرخ طیار حول محور جدایش و شتاب خطی پیچ پادساعتگرد در راستای محور جدایش پرداخته می‌شود. برای مقایسه نتایج برخی مقادیر برای تمامی شبیه سازی‌ها یکسان در نظر گرفته شده. برای تمامی شبیه سازی‌ها مقدار نیرو وارد بر دو سر هر پیچ ۱۰ نیوتن بوده و مقدار داخل شدگی پیچ‌ها ۲۸ می‌لی‌متر و اندازه هر استپ زمانی برای تحلیل ۰/۱ می‌لی‌ثانیه می‌باشد. هندسه چرخ طیار برای

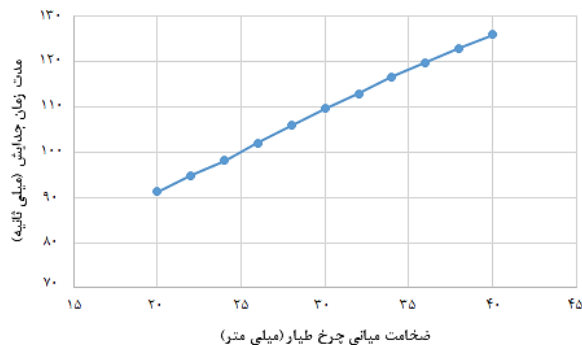


شکل ۱۰) نمودار شتاب خطی پیچ پادساعتگرد در راستای محور جدایش نسبت به زمان برای سه قطر متفاوت



شکل ۱۱) نمودار شتاب زاویه‌ای چرخ طیار حول محور جدایش نسبت به زمان برای سه قطر متفاوت

تغییر بیشتر بر گشتاورهای حول دو محور دیگر اتفاق می‌افتد. در شکل‌های ۱۲، ۱۳ و ۱۴ نتایج شبیه‌سازی قابل مشاهده است.

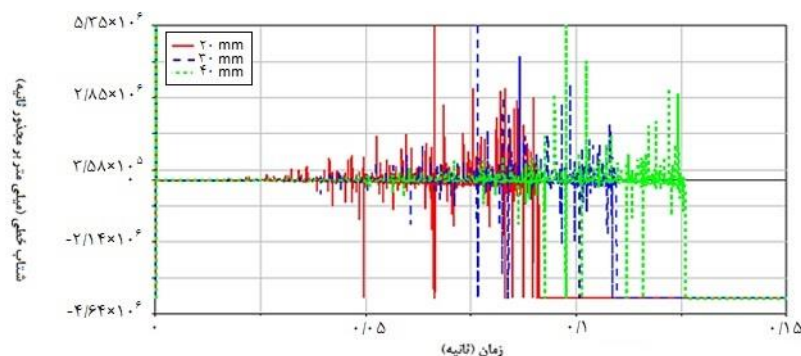


شکل ۱۲) نمودار مدت زمان جدایش به تغییرات ضخامت قسمت می‌انی چرخ طیار

با توجه نتایج حاصل شده، تغییرات زمان جدایش نسبت به تغییر قطر چرخ طیار رابطه مستقیم دارد. همچنین بین شتاب خطی پیچ پادساعتگرد و تغییر قطر چرخ طیار یک رابطه معکوس و بین شتاب زاویه‌ای چرخ طیار و تغییر قطر چرخ طیار نیز رابطه‌ای معکوس برقرار است.

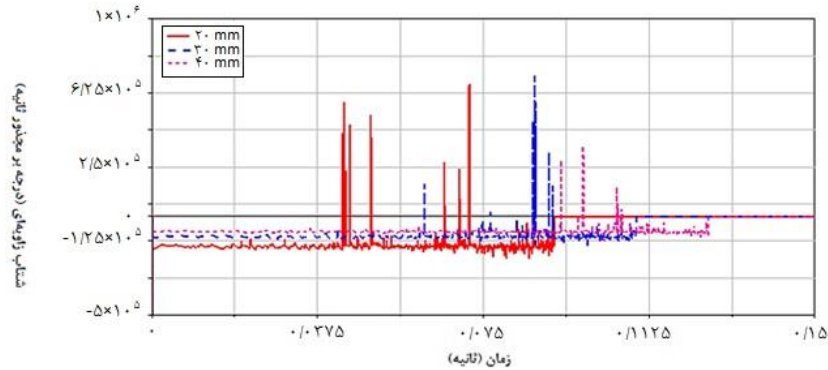
#### ۲-۵- تغییر ضخامت چرخ طیار

در این حالت، ضخامت قسمت می‌انی چرخ طیار تغییر کرده و از ۲۰ میلی‌متر تا ۴۰ میلی‌متر با گام ۲ میلی‌متر تغییر نموده است. در این حالت نیز با تغییر ضخامت قسمت می‌انی چرخ طیار، گشتاورهای جرمی و جرم چرخ طیار تغییر ایجاد می‌شود. تفاوت این حالت با حالت قبل، تاثیر این تغییرات در گشتاورهای جرمی است به نحوی که تغییرات در حالت قبل بیشتر بر گشتاور جرمی حول محور راستای جدایش اتفاق می‌افتد در حالی که در این حالت



شکل ۱۳) نمودار شتاب خطی پیچ پادساعتگرد در راستای محور جدایش نسبت به زمان برای سه ضخامت می‌انی متفاوت





شکل ۱۴) نمودار شتاب زاویه‌ای چرخ طیار حول محور جدایش نسبت به زمان برای سه ضخامت می‌انی متفاوت

### ۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش هندسه و ضخامت چرخ طیار که از عوامل موثر در عملکرد رها سازی بی او دی می‌باشد، مورد بررسی قرار گرفته است. به منظور شبیه‌سازی از نرم افزار ادمز استفاده شده و مدل با استفاده از یک نمونه پرینت سه بعدی صحت‌سنجی شده است. عوامل زمان جدایش، شتاب خطی پیچ پاد ساعتگرد در راستای محور جدایش و شتاب زاویه‌ای چرخ طیار حول محور جدایش به عنوان عوامل خروجی انتخاب شده است. با بررسی نتایج حاصل از شبیه‌سازی مشخص شد که افزایش قطر و ضخامت چرخ طیار مدت زمان جدایش رابطه مستقیم و با شتاب زاویه‌ای چرخ طیار حول محور جدایش و شتاب خطی پیچ پاد ساعتگرد در راستای جدایش رابطه معکوس دارد. همچنین با افزایش گشتاور جرمی و جرم چرخ طیار، دامنه نوسانات شتاب کاهش یافته است.

**تاییدیه اخلاقی:** این مقاله تاکنون در نشریه دیگری به چاپ نرسیده و محتوای ادبی مقاله منتج از فعالیت علمی خود نویسندگان است.  
**تعارض منافع:** مقاله حاضر هیچ گونه تعارض منافی با پایان نامه/رساله و طرح پژوهشی ندارد.  
**منابع مالی:** منابع مالی توسط نویسندگان تامین شده است.

### منابع

- 1- Lazansky C. Refinement of a Low-Shock Separation System. In Proc. of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium, JPL, Pasadena, CA 2012 (pp. 329-343).
- 2- Rudoy E, Kerek L, inventors; G&H Technology Inc, assignee. Non-explosive separation nut. United States patent US 5,221,171. 1993.
- 3- Chaput DT, Edwards MP, Swain SD, inventors; G&H Technology Inc, assignee. Separation nut with a restraining wire. United States patent US 5,282,709. 1994.
- 4- Nygren Jr WD, inventor; Martin Marietta Corp, assignee. Flywheel nut separable connector and method. United States patent US 5,603,595. 1997.
- 5- Smith SH, inventor; SAAB Ericson Space AB, assignee. Device and method for connecting two parts of a craft. United States patent US 6,454,214. 2002.

با توجه به نتایج حاصل، رابطه تغییر ضخامت می‌انی چرخ طیار با مدت زمان جدایش، یک رابطه مستقیم است. همچنین بین شتاب خطی پیچ پاد ساعتگرد و ضخامت می‌انی چرخ طیار یک رابطه معکوس و بین شتاب زاویه‌ای چرخ طیار و ضخامت می‌انی چرخ طیار نیز رابطه‌ای معکوس برقرار است.

### ۵-۳- بررسی نتایج

با توجه به نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی، می‌توان برداشت نمود که تغییرات گشتاورهای جرمی با مدت زمان جدایش رابطه مستقیم داشته است. این تغییرات به صورتی بوده است که تاثیر تغییرات در راستای قطر چرخ طیار بر مدت زمان جدایش بیشتر از تغییرات ضخامت قسمت می‌انی چرخ طیار بوده است. این بدین معنی است که با افزایش یا کاهش گشتاور جرمی حول محور راستای جدایش، می‌توان تاثیر بیشتری در تغییرات زمان جدایش اعمال نمود. در نمودارهای مربوط به شتاب خطی پیچ و شتاب زاویه‌ای چرخ طیار در حالت‌های تغییر قطر و ضخامت می‌انی چرخ طیار، با افزایش گشتاورهای جرمی و جرم چرخ طیار، چرخیدن چرخ طیار نیاز به نیروی بیشتری داشته و برای یک نیروی ثابت، طبیعتاً با افزایش جرم و گشتاورهای جرمی شتاب زاویه‌ای چرخ طیار و شتاب خطی پیچ کاهش می‌یابد.

همچنین با بررسی نمودارهای شتاب (شکل ۱۰، ۱۱، ۱۳ و ۱۴) مشاهده می‌شود که هر چه می‌زان گشتاور جرمی و جرم چرخ طیار افزایش یافته است، دامنه نوسانات شتاب کاهش یافته است. این بدین معنی است که در طی فرآیند جدایش و به دلیل نوع تعریف تماس، در یک مقدار برابر نفوذ دو قطعه در یکدیگر، با افزایش جرم و گشتاور جرمی چرخ طیار نیروی مقاومی که به منظور جداسازی دو قطعه اعمال می‌شود در چرخ طیار افزایش یافته است و به همین دلیل با افزایش جرم و گشتاور جرمی چرخ طیار نیروی مقاوم تماس بیشتری در حین نفوذ پیچ به دلیل نیروی جدایش اعمالی بر آن وجود داشته که باعث می‌شود دامنه نوسانات نیروهای کنش و برهم‌کنش تماسی دو قطعه و به دنبال آن دامنه نوسانات شتاب کمتر شود.

- 16-Dowen D, Christiansen S, Peffer A. Development of a reusable, low-shock clamp band separation system for small spacecraft release applications. 15th Annual/USU Conference on Small Satellites.
- 17-Bhosale R, Ramaswamy V, Sanap SB. Motion analysis of band release system. *Int J Eng Res Dev*. 2012;2:22-8.
- 18-Thampi A. Joint Characteristic Study of a Typical Merman Band Joint used for Launch Vehicles using Non-Linear Fe Analysis. *International Journal of Engineering Research & Technology*. 2014;03(07).
- 19-Lee J, Hwang DH, Jang JK, Kim DJ, Lee Y, Lee JR, Han JH. Pyroshock prediction of ridge-cut explosive bolts using hydrocodes. *Shock and Vibration*. 2016.
- 20-Xiong S, Ye Y, Li Y, Wen Y. Numerical study on the explosive separation of pyrotechnic cutter. *Shock and Vibration*. 2019.
- 21-Cebrian AS, Halter BU, Gerngross T. RUAG's approach to develop a modular low shock separation and jettison system. 8TH European Conference for Aeronautics and Space Sciences; Madrid, Spain, 2019.
- 22-Pan X, Zhang Y, Lu Y, Yang F, Yue H. A reusable SMA actuated non-explosive lock-release mechanism for space application. *International Journal of Smart and Nano Materials*. 2020;11(1):65-77.
- 23- Talaeizadeh A, Kabkanian M, Shahravi M, Dynamic analysis of Separation in Reduction syetem of a retractable vessel. 13th Conference of Iran Aerospace society, Tehran, 2014. (In Persian)
- 24- Eskandari MJ, Novinzadeh A, Mirzaeil R, Zarvandi Y, Analysis and dynamic simulation of a 6 DOF spring separation in satellites and multistage missiles. 1st Conference of new achievements in aerospace and dependent scinces, Tehran, 2016. (In Persian)
- 25-Pouzada AS, Ferreira EC, Pontes AJ. Friction properties of moulding thermoplastics. *Polymer Testing*. 2006;25(8):1017-23.
- 6- Thenander M, Ohlin J, inventors; RUAG Space AB, assignee. Separable roller screw assembly for a space craft release mechanism system. United States patent US 11,111,034. 2021.
- 7- Rao BN, Jeyakumar D, Biswas KK, Swaminathan S, Janardhana E. Rigid body separation dynamics for space launch vehicles. *The Aeronautical Journal*. 2006;110(1107):289-302.
- 8- Jeyakumar D, Rao BN. Dynamics of satellite separation system. *Journal of Sound and Vibration*. 2006;297(1-2):444-55.
- 9- Singaravelu J, Jeyakumar D, Nageswara Rao B. Reliability and safety assessments of the satellite separation process of a typical launch vehicle. *The Journal of Defense Modeling and Simulation*. 2012;9(4):369-82.
- 10-Hu X, Chen X, Tuo Z, Zhang Q. Dynamics and transient perturbation analysis of satellite separation systems. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2013;227(12):1968-76.
- 11-Tan X, Yan S. Dynamic simulations and failure analysis of a clamp band system for spacecraft. *Journal of Tsinghua University Science and Technology*. 2010;50(8):1205-9.
- 12-Li J, Yan S, Tan X. Dynamic-envelope analysis of clamp-band joint considering pyroshock of satellite separation. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2014;51(5):1390-400.
- 13-Chang KY. V-band separation shock characteristics. 75th Shock and Vibration Symposium, Virginia Beach. 2004.
- 14-Rui HX. Shock tests for low shock device of wrapping band and related data processing. *Spacecr Environ Eng*. 2007.
- 15-Lancho M, Grande E, Rivas J, Bardet C, Ranchoux M. LPSS a clamp band release system inducing very low shocks at payload interface. In 57th International Astronautical Congress (pp. C2-7).