



Analysis and Validation of Micro-Vibrations Produced by Unbalance Mass of Reaction Wheel Actuator Using Kistler Table

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Farhid M. ^{*1} *PhD*,
Amanpour Reyhani H. ¹ *MSc*,
Gouchi Esgandar H. ¹ *MSc*,
Beheshti Beyrami H. ¹ *MSc*

How to cite this article

Farhid M, Amanpour Reyhani H, Gouchi Esgandar H, Beheshti Beyrami H. Analysis and Validation of Micro-Vibrations Produced by Unbalance Mass of Reaction Wheel Actuator Using Kistler Table. Modares Mechanical Engineering, 2020;20(10):2533-2546.

¹Space Thrusters Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran

*Correspondence

Address: Space Thrusters Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran. P.O.B. 51669-48957
Phone: +98 (41) 33803380
Fax: +98 (41) 33816655
m_farhid@sut.ac.ir

Article History

Received: June 15, 2020
Accepted: August 23, 2020
ePublished: October 21, 2020

ABSTRACT

In this paper, sources of micro-vibration in a reaction wheel assemblies (RWA) are analyzed in detail and their effects arising from flywheel unbalance are tested based on the related equations and by using Kistler table in Space Thruster Institute. RWAs that are used in satellites to control their situations are the major sources of instabilities leading to disturbances in the performance of instruments with high pointing precision. Thus, for the purpose of successful satellite missions, it is important to identify, study, and reduce these sources. To align with this goal, flywheel was balanced according to the equations and the requirements of the ECSS European Space Standard before assembling on the Kistler test table. With the step of 1Hz of rotation frequency, force and torque details were obtained and plotted in waterfall diagrams. These led to the verification of values obtained for static and dynamic unbalances on the graphs. The values achieved for the static and dynamic unbalances were 0.1 and 0.2gr.cm², respectively.

Keywords Reaction Wheel; Micro Vibration; Dynamic Imbalance; Static Imbalance; Kistler Table

CITATION LINKS

[1] A Semi-empirical approach for the modelling and analysis of microvibration sources on-board spacecraft [2] Solar-array-induced disturbance of the Hubble space telescope pointing system [3] Electromagnetic shunt damper for spacecraft micro-vibration mitigation [4] Spacecraft mechanical loads analysis handbook (ECSS-E-HB- 32-26A) [5] Integrated modeling and dynamics simulation for the next generation space telescope [6] Coupled microvibration analysis of a reaction wheel assembly including gyroscopic effects in its accelerance [7] Microvibrations induced by a cantilevered wheel assembly with a soft-suspension system [8] Microvibration model development and validation of a cantilevered reaction wheel assembly [9] Micro-vibration model and parameter estimation method of a reaction wheel assembly [10] Identification of input force for reaction wheel of satellite by measured action force on decelerating [11] Numerical study on a reaction wheel and wheel-disturbance modeling [12] Modeling, design and analysis of low frequency platform for attenuating micro-vibration in spacecraft [13] Passive vibration isolation of reaction wheel disturbances using a low frequency flexible space platform [14] Microvibration modelling and testing of a satellite reaction wheel assembly [15] Design and verification of a negative resistance electromagnetic shunt damper for spacecraft micro-vibration [16] Development and validation of reaction wheel disturbance models: empirical model [17] A structurally coupled disturbance analysis method using dynamic mass measurement techniques, with application to spacecraft-reaction wheel systems [18] Measurement and study of disturbance characteristics of reaction wheel assembly [19] Experimental and numerical investigation of coupled microvibration dynamics for satellite reaction wheels [20] Analysis and measurement of micro vibration of reaction wheel [21] Methodology for modeling the mechanical interaction between a reaction wheel and a flexible structure [22] Experimental and numerical analysis of reaction wheel disturbances

تحلیل و صحنه‌گذاری ریزاغتاشات ناشی از میزان جرم نابالانسی عملگر چرخ عکس‌العملی با استفاده از میز کیستلر

مرتضی فرهید* PhD

پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران

حسین امانپور ریحانی MSc

پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران

حمید قوچی اسگندر MSc

پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران

حسین بهشتی بیرامی MSc

پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران

چکیده

در این مقاله، منابع ریزاغتاشات عملگر چرخ عکس‌العملی به تفصیل بررسی شده و تاثیر بخشی از این ریزاغتاشات که ناشی از نابالانسی چرخ دوار است با روابط مربوطه بر روی میز کیستلر و بالانس موجود در پژوهشکده رانشگرهای فضایی، آزمون و مقایسه شده است. چرخ‌های عکس‌العملی که برای کنترل وضعیت در ماهواره‌ها استفاده می‌شوند اصلی‌ترین منبع اغتشاش منجر به اختلالات بر روی کارایی ادوات نشانه‌روی هستند. لذا به منظور انجام موفقیت‌آمیز ماموریت ماهواره‌ها، بررسی، شناسایی و کاهش این منابع اغتشاشی امری ضروری است. به این منظور چرخ دوار طبق روابط و الزامات موجود در استاندارد اروپایی فضایی ECSS به روش جرم‌برداری بالانس شده و سپس مجموعه مونتاژی بر روی میز کیستلر آزمون و راه‌اندازی شد. انتخاب روش پله‌های سرعت ثابت یک هرتز فرکانس چرخشی و استخراج اطلاعات نیرو-گشتاور اندازه‌گیری شده، منجر به نمودارهای آشاری شد و مقادیر نابالانسی استاتیکی و دینامیکی بر روی نمودار مذکور مورد تصدیق قرار گرفت. مقادیر نابالانسی استاتیکی و دینامیکی محقق شده ۱/۰ و ۲/۰ گرم سانتی‌متر مربع هستند.

کلیدواژه‌ها: چرخ عکس‌العملی، ریزاغتاشات، نابالانسی دینامیکی، نابالانسی استاتیکی، میز کیستلر

تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۳/۲۶

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۶/۰۲

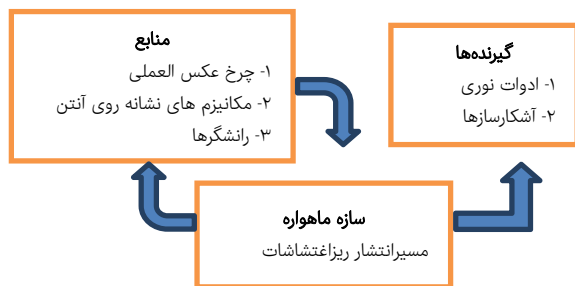
*نویسنده مسئول: m_farhid@sut.ac.ir

مقدمه

با توجه به پیشرفت‌های تکنولوژیکی اخیر در ابزارهای فضایی، برای ماموریت‌های علمی پیشرفته، ارتباطات و مشاهدات زمینی که به پایداری نشانه‌روی بالا وابسته‌اند، ارتعاشات مکانیکی فضایی‌ها به یک نگرانی مهم تبدیل شده است. این ارتعاشات مداری که به آنها ریزاغتاش گفته می‌شود، ارتعاشات سطح پایینی هستند که در حین عملکرد قطعات متحرک یا ارتعاشی به وجود می‌آیند. این اغتشاشات در حین انتقال به سمت اجزای محموله‌های حساس روی ماهواره‌های سنجشی یا تلسکوپ‌های فضایی، توسط سازه ماهواره تقویت می‌شوند. در نتیجه، ریزاغتاش می‌تواند باعث ایجاد اختلالات شدیدی بر روی کارایی ادوات نشانه‌روی شود.

ریزاغتاشات فضایی‌ها از جمله مباحثی است که از بیش از ۴۰ سال قبل مورد علاقه محققان حوزه هوافضا قرار گرفته است. در شکل ۱، نمونه‌ای از منابع ریزاغتاشات و تاثیر آن بر روی اجزای فضایی‌ها به صورت شماتیکی نشان داده شده است. مطابق پژوهش *آداری* [1]

خود منابع ریزاغتاشات از طریق بدنه فضایی‌ها، بر همدیگر اثر می‌گذارند و منجر به افزایش فزاینده ریزاغتاشات تولیدی می‌شوند. امروزه، به علت پیشرفت چشمگیر تکنولوژی روی برد (Onboard) فضایی‌ها، در طراحی هر کدام از ماموریت‌های تصویربرداری، مخابراتی و علمی که با الزامات پایداری پلتفرم سطح بالا توصیف می‌شوند، ریزاغتاشات به یک نگرانی جدی تبدیل شده‌اند (شکل ۲). به عنوان مثال، ماموریت‌های سنجش زمین و نجوم فضایی اغلب نیازمند دقت‌های نشانه‌روی خوب هستند. در ماموریت‌هایی مانند ردیابی و هدف‌گیری اشیاء یا ارتباط درون فضا یا فضا به زمین هم ممکن است نیاز به کاهش ریزاغتاشات داشته باشد [2-4]. در نتیجه، تعداد قابل توجهی از تحقیقات حال حاضر به بررسی مسایل مرتبط با ریزاغتاشات روی برد ماهواره اختصاص یافته است. به عنوان مثال، ۲۴ مقاله مرتبط با تعیین مشخصات، تحلیل و کاهش ریزاغتاشات در سیزدهمین کنفرانس اروپایی سازه‌های هوافضا، آزمون‌های محیطی و مواد در سال ۲۰۱۴ ارائه شد. در مقابل تنها ۶ مقاله به پنجمین دوره در سال ۱۹۹۸ به کنفرانس رسید [1].



شکل ۱) شماتیکی از انتشار ریزاغتاشات در فضایی [1]



شکل ۲) تصویر شبیه‌سازی شده از تاثیرات ریزاغتاشات بر روی انواع مختلف آشکارسازها [2]

در اوایل قرن ۲۱، دسته‌ای از برنامه‌های اولیه ناسا که برای یافتن سیاره‌های شبیه زمین برای سکونت انجام می‌شد، مجهز به تلسکوپ‌های با تکنولوژی پیشرفته بود. این تلسکوپ‌ها، با استفاده از طراحی‌هایی جهت جذب ارتعاشات و افزایش دقت پایداری بالا طراحی می‌شدند. بدین منظور، نیاز به درک دقیق از نحوه ارتعاشات در پایه مورد نیاز بود. به منظور روشن کردن اصطلاحات به کاررفته، باید خاطر نشان کرد که ریزاغتاشات به ارتعاشات مکانیکی با دامنه‌های در رنج ریز شتاب‌ها در بازه فرکانسی از کسری از یک هرتز

تا یک کیلوهرتز اطلاق می‌شود[5]. تحلیل و صحنه‌گذاری ریزاغتاشات ناشی از میزان جرم نابالانسی عملگر چرخ عکس‌العملی با استفاده از میز کیستر ۲۵۳۵ داخلی در یک فضایپیمای با پایداری بالا در جدول ۱ آورده شده است.

در مجموع، ریزاغتاشات ایجادشده توسط مجموعه‌های چرخ عکس‌العملی (RWAs) و ژيروسکوپ‌های کنترل ممان دارای اهمیت بیشتری هستند. این دستگاه‌های چرخان مکانیکی که دارای پیکربندی‌های یک سر گیردار و دو سر گیردار با چرخ لنگر در وسط هستند، برای دستیابی به کنترل وضعیت در نقش دستگاه‌های تبادل مومنتوم به‌کار گرفته می‌شوند. افزون بر این، یک جایگزین ارزان‌تر و سبک‌تر برای سیستم‌های پیش‌رانش با گاز سرد هستند که در حال حاضر برای ماموریت‌های با پایداری بسیار بالا مورد استفاده قرار می‌گیرند. نمونه‌ای از الزامات ریزاغتاشات چرخ‌های عکس‌العملی ماموریت‌های علمی اروپا در جدول ۲ آورده شده است. این سطوح الزامات با ضریب ۲ تا ۳ سخت‌گیرانه‌تر و بازه فرکانسی وسیع‌تر شده است.

ریزاغتاشات که عموماً در فضایپیمای رخ می‌دهند بسته به منابعشان به دو دسته تقسیم می‌شوند:

۱- اغتشاشات خارجی که حاصل از برهمکنش بین ماهواره و محیط فضا هستند. اینها شامل اغتشاشات شبه‌استاتیکی (مانند درگ اتمسفری، میدان گرادیان جاذبه زمین، برهمکنش‌های میدان مغناطیسی شار خورشیدی یا سپیدایی زمین) یا بارگذاری متناوب (مانند آنهایی که در اثر برخورد ریز شهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی به‌وجود می‌آیند) می‌شوند.

۲- اغتشاشات داخلی که توسط زیرسیستم‌های مختلف و قطعات روی برد فضایپیمای مانند زیرسیستم‌های کنترل وضعیت، پیش‌رانش، لوازم الکتریکی، توان الکتریکی، تله‌متری یا کنترل حرارت به‌وجود می‌آیند. فهرستی از منابع روی برد ریزاغتاشات

جدول ۱) منابع ریزاغتاشات داخلی در یک فضایپیمای با پایداری بالا^[1]

زیرسیستم	منبع	فیزیک	نوع سیگنال
لوازم الکتریکی	چرخ عکس‌العملی / مومنتوم	ارتعاشات مکانیکی	پیوسته
	گشتاوردهنده مغناطیسی	چکاچک حرارتی	تکی
	حسگر ستاره / زمین / خورشید	پدیده چکاچک	پیوسته
پیش‌رانش	رانسگر	ارتعاشات سازه‌ای	پیوسته
	رگولاتور / سویچ	چکاچک حرارتی	تکی
	مخزن ذخیره	ارتعاشات مکانیکی	پیوسته
	لوله‌کشی	چکاچک حرارتی	پیوسته
سازه	اتصالات سازه‌ای	چرخه‌های حرارتی	تکی
	پنل‌های ساندویچی	چرخه حرارتی	تکی
کنترل حرارت	گرم‌کن‌ها	نیروی الکترومغناطیسی	پیوسته
	خنک‌کننده‌ها	ارتعاشات مکانیکی	پیوسته
	ایزولاسیون چندلایه	خم‌شدن / شکم‌دادن	تکی
ارتباطات	مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن	ارتعاشات مکانیکی	تکی
	گیرنده فرستنده	چکاچک حرارتی	تکی
توان	آرایه خورشیدی	ارتعاشات مکانیکی	پیوسته
سایر	شاتر (اپتیک‌ها)	ارتعاشات مکانیکی	تکی
	نویز الکتریکی	ارتعاشات سازه‌ای	پیوسته
	ابزارآلات (گیرنده‌ها)	ارتعاشات مکانیکی	پیوسته
	-	چکاچک حرارتی	تکی

جدول ۲) سیر تکامل الزامات ریزاغتاشات برای چرخ‌های عکس‌العملی ماموریت‌های علمی اروپا^[4] (الزامات بالانس استاتیکی و دینامیکی معادل با الزامات نیرو و گشتاور در بازه یک تا ۲۷ هرتز هستند)

ملاحظات	الزامات ریزاغتاشاتی برای چرخ‌های عکس‌العملی				سال پرتاب	ماموریت
	گشتاور (Nm)	نابالانسی دینامیکی (gcm ²)	نیرو (N)	نابالانسی استاتیکی (gcm)		
بدون نیاز به دمپر / ایزولاتور در سطح واسط چرخ	-	≤ ۲۰	≤ ۲ و ۶۷ تا ۱۵۰ هرتز	≤ ۱/۱	۱۹۹۹	XMM Newton
	-	≤ ۲۰	≤ ۲ و ۶۷ تا ۱۵۰ هرتز	≤ ۱/۱	۲۰۰۴	Rosetta
	-	≤ ۲۰	≤ ۲ و ۶۷ تا ۱۵۰ هرتز	≤ ۱/۱	۲۰۰۷ (برنامه اولیه)	Acolus
	-	≤ ۵	≤ ۲ و ۱۰۰ تا ۱۵۰ هرتز	≤ ۰/۵	۲۰۱۵ (برنامه اولیه)	Bepi-Colombo
نیاز به دمپر / ایزولاتور (برای کاهش بیشتر اغتشاشات در سطح واسط چرخ)	≤ ۲ و ۱۰۰ تا ۱۰۰۰ هرتز	≤ ۵	≤ ۱ و ۱۰۰ تا ۱۰۰۰ هرتز	≤ ۰/۵	۲۰۱۵	Sentinel 2A
سطح واسط چرخ	-	≤ ۴	≤ ۲ و ۶۷ تا ۱۱۰ هرتز ≤ ۸ و ۱۱۰ تا ۲۰۰ هرتز ≤ ۱ و ۲۰۰ تا ۱۰۰۰ هرتز	≤ ۰/۵	۲۰۱۸	Meteosat Third Generation

Kistler®/9256C چندمحوره است که چرخ عکس‌العملی روی آن نصب شده است. فرکانس نمونه‌برداری روی ۲۵۶۰ هرتز تنظیم شده است. نویز پس‌زمینه تأثیری در اغتشاشات چرخ ندارد و فرکانس برق شهری و مضارب آن به‌طور واضح در نویز پس‌زمینه دیده می‌شود. آزمون به دو صورت حالت پایا در سرعت‌های مختلف با گام ۰٫۶ دور در دقیقه و افزایش سرعت با گشتاور ثابت انجام یافته است. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از میز کیستلر در بررسی رفتار ریزارتعاشی چرخ عکس‌العملی روشی مناسب است و با استفاده از نمودارهای آبشاری، اطلاعات مختلفی از چرخ عکس‌العملی را می‌توان به‌دست آورد [14].

هدف از این مقاله، بررسی رفتار نابالانسی برگرفته از چرخ عکس‌العملی از منظر ریزارتعاشی است. بدین منظور، داده‌های خام به‌دست‌آمده از آزمون روی میز کیستلر توسط ابزارهای پردازش سیگنال متلب، مورد بررسی قرار می‌گیرند و نتایج به‌صورت نمودارهای سه‌بعدی آبشاری ارائه می‌شوند.

لذا با توجه به اهمیت ذکرشده، برای اولین بار به بررسی ریزاغتشاشات ایجادشده در چرخ عکس‌العملی طراحی، ساخت و آزمون‌شده ناشی از نابالانسی چرخ در پژوهشکده رانشگرهای فضایی پرداخته می‌شود. از آنجایی که مدل‌سازی کامل تئوری ریزاغتشاشات چرخ‌های عکس‌العملی به‌دلیل پیچیدگی ماهیت آنها میسر نیست، لذا در ادامه مدلی بر مبنای بر آزمایش ارائه می‌شود. بدین منظور، با بررسی پیشینه انجام این طرح، میزان نابالانسی مجاز طبق استاندارد فضایی اروپا ECSS استخراج شده و نحوه انجام بالانس با دستگاه موجود تشریح خواهد شد. در ادامه نیروها و گشتاورهای اغتشاشی ناشی از چرخ عکس‌العملی بر روی میز کیستلر به‌دست آورده می‌شوند. در پایان نیز نحوه تصدیق این ارتباط از روی نمودارهای آبشاری توضیح داده خواهد شد.

تئوری ریزاغتشاشات

همان‌گونه که بیان شد، ریزاغتشاشات، ارتعاشات سطح پایینی هستند که در حین عملکرد قطعات متحرک یا ارتعاشی به‌وجود می‌آیند. این اغتشاشات در حین انتقال به سمت اجزای محموله‌های حساس روی ماهواره‌های سنجشی یا تلسکوپ‌های فضایی، توسط سازه ماهواره تقویت می‌شوند. در نتیجه، ریزاغتشاشات می‌تواند باعث ایجاد اختلالات شدیدی بر روی کارایی ادوات نشانه‌روی شود.

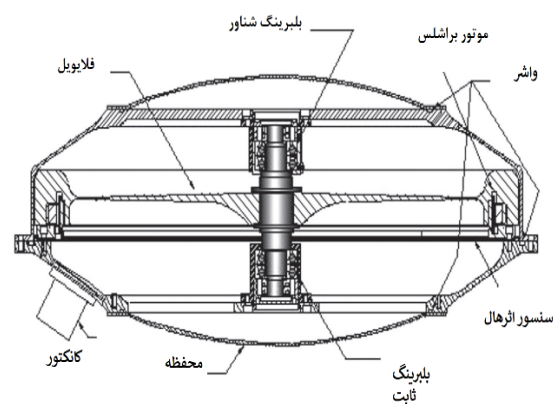
دینامیک چرخ عکس‌العملی و تحلیل آن

چرخ‌های عکس‌العملی برای کنترل وضعیت ماهواره، جبران ارتعاشات و جهت‌گیری آرایه‌های خورشیدی استفاده می‌شوند. چرخ‌های عکس‌العملی بر مبنای بقای مومنتوم زاویه‌ای یک سیستم بسته عمل می‌کنند. یعنی با شتاب‌دادن در حول یک محور، چرخ عکس‌العملی ماهواره را مجبور به چرخش در راستای مخالف حول همان محور می‌کند و لذا مومنتوم زاویه‌ای کلی سیستم را حفظ می‌کند. این عملگرها، عموماً از یک چرخ‌لنگر نصب‌شده بر روی یک شفت تشکیل می‌شوند که این شفت توسط یاتاقان‌های مکانیکی یا

حین فرآیند ساخت و مونتاژ، چرخ‌های عکس‌العملی متعادل نگه داشته می‌شوند تا ارتعاشاتی که در حین عملکرد از خود بروز می‌دهند به حداقل مقدار خود برسد. با این حال، مشخص شده است که گشتاورها و نیروهای ارتعاشی، بعد از متعادل کردن هم، همچنان می‌توانند کارایی وسایل حساس را کاهش دهند.

ژانگ و همکاران در مورد ریزارتعاشات چرخ عکس‌العملی با ساختار دو یاتاقان توپی هر دو در یک سمت محور، تحقیق نموده‌اند. آزمون عملی شامل ۵ ثانیه داده‌برداری سنسورهای نیرو و گشتاور با فرکانس ۲۰۴۸ هرتز از سرعت ۶۰ تا ۶۰۰ دور در دقیقه با گام ۶۰ است. نتایج نشان می‌دهد که مدل‌های قبلی برای توضیح رفتار این نوع چرخ عکس‌العملی مناسب نیست. دلیل این امر، زوج‌گردن دینامیک بین درجات آزادی است. در این پژوهش، مدلی مناسب برای مدل‌سازی این نوع یاتاقان توپی ارائه شده که با استفاده از نتایج فیلترشده ریزارتعاشات، درستی مدل تأیید شده است [6-8].

پژوهش‌هایی در مورد مدل ریزارتعاشی و تخمین پارامترهای چرخ عکس‌العملی انجام شده که بدین منظور، محققان از زوج‌کردن همزمان مدل تحلیلی و عملی استفاده کرده‌اند. همچنین، روشی برای استخراج پارامترهای مدل از نمودارهای ریزارتعاشات بیان شده است. چرخ مورد بحث مطابق شکل ۳ بر روی دو یاتاقان توپی نصب شده و اطلاعات مربوط به ریزارتعاشات از آزمون روی دینامومتر Kistler®/9255B به‌دست آمده است [9-11].

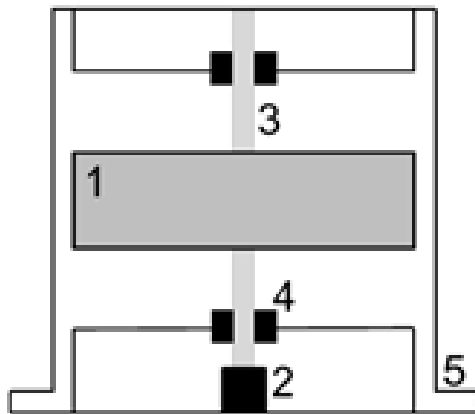


شکل ۳) نمای شماتیک چرخ عکس‌العملی با دو یاتاقان در دو سر محور دوران [9]

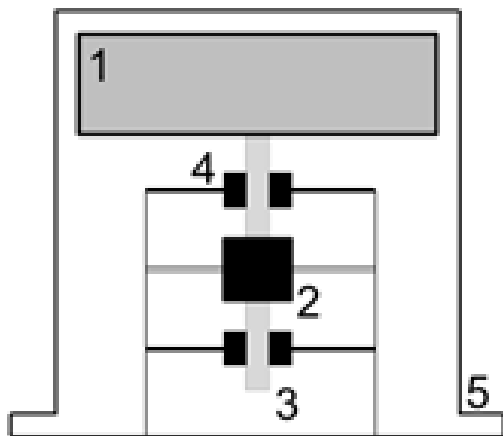
کامش و همکاران در پژوهشی بر روی مدل‌سازی، طراحی و تحلیل پلتفرم فرکانس پایینی برای تقلیل ریزارتعاشات بر روی ماهواره کار کرده‌اند. در نتیجه این پژوهش، بستری فرمانده به‌صورت فنر نواری برای کارکردن چرخ عکس‌العملی طراحی کرده‌اند که نتایج حاصل از آن نشان می‌دهد که هر چقدر تعداد پیچ‌ها بیشتر و ضخامت نوار کمتر باشد، دمپ ارتعاشات بهتر است. لازم به ذکر است که ارتعاشات ایجادشده در محدوده ریزارتعاشات زیر یک کیلوهرتز گزارش شده است [12-13].

ژانگ و همکاران به بررسی مدل‌سازی و آزمون ریزارتعاشات در چرخ عکس‌العملی پرداختند. بستر آزمون شامل یک دینامومتر

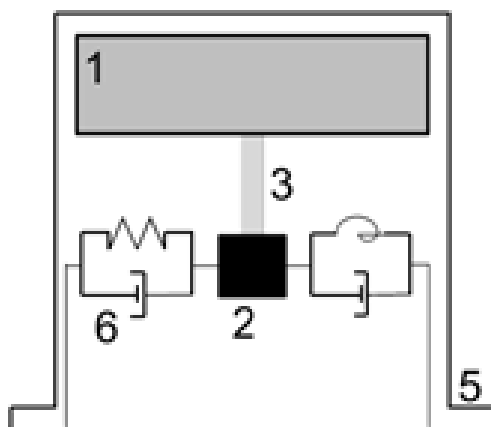
شعاعی ترکیبی در هر درجه آزادی شعاعی ترکیب می‌شوند؛ در نتیجه، جداسازی آنها دیگر مقدور نیست [16, 17].



(الف)



(ب)



(ج)

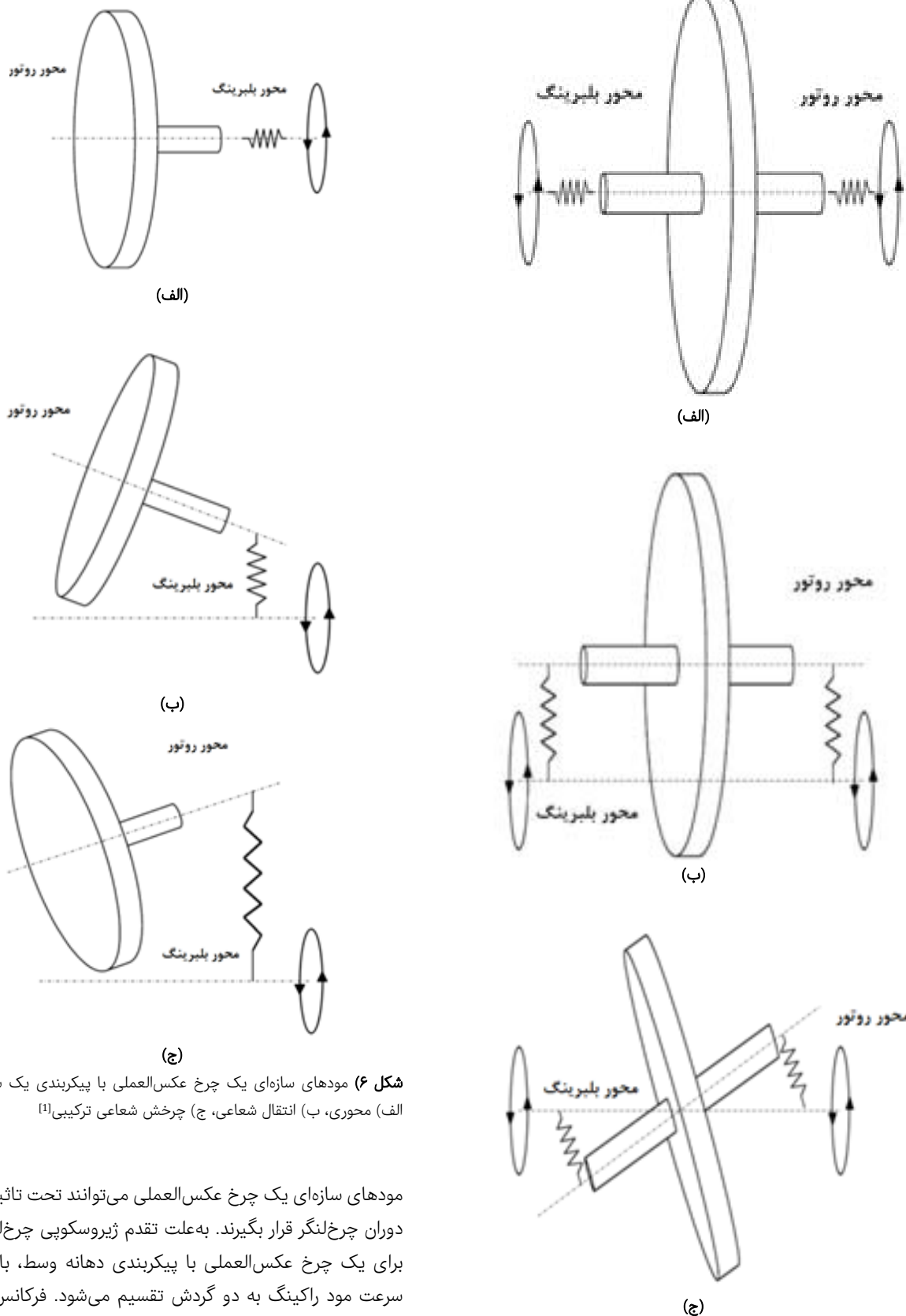
شکل ۴ شماتیکی از پیکربندی و اجزای RWA (۱- چرخ‌لنگر، ۲- موتور، ۳- شفت صلب، ۴- یاتاقان‌ها، ۵- غلاف، ۶- اجزای انعطاف‌پذیر)؛ (الف) متقارن، (ب) یک سر گیردار با اتصال صلب، (ج) یک سر گیردار با اتصال انعطاف‌پذیر [1]

مغناطیسی نگه داشته می‌شود و توسط یک موتور دی‌سی بدون جاروبک به حرکت درآورده می‌شود. متعاقباً، این زیرمجموعه توسط یک غلاف احاطه شده است.

به‌طور کلی، جرم چرخ‌لنگر در لبه بیرونی قطر آن متمرکز است تا ممان اینرسی جرمی حول محور چرخش ماکزیمم شود و قدرت گشتاور مورد نیاز را فراهم کند. همان‌طور که در شکل ۴ نشان داده شده است، پیکربندی‌های متداول چرخ‌لنگر یک چرخ عکس‌العملی متقارن (چرخ‌لنگر در میانه شفت) یا یک سر گیردار (چرخ‌لنگر در یک سر شفت) هستند. اگر چه این زیرسیستم‌ها متفاوت هستند، این دو پیکربندی رفتار دینامیکی یکسانی نشان می‌دهند، به‌جز اینکه برای نوع یک سر گیردار دو مود خمشی (راکینگ و جابه‌جایی عرضی) زوج می‌شوند اما برای نوع متقارن به‌صورت جدا تعریف می‌شوند [15].

به‌صورت اسمی، چرخ‌های عکس‌العملی داری سرعت صفر هستند و می‌توانند به‌صورت پیش‌رونده یا عقب‌رونده شتاب خود را افزایش یا کاهش دهند و برای ایجاد گشتاورهای عکس‌العملی مورد استفاده برای کنترل وضعیت ماهواره، عمدتاً تا دور ۴۰۰۰ دور در دقیقه می‌توانند برسند. چرخ‌های مومنتوم برای ایجاد بایاس مومنتوم و پایداری فضاپیما عموماً در سرعت‌های متوسط بالا (بین ۵۰۰۰ تا ۱۱۰۰۰ دور در دقیقه) می‌چرخند. هر دو نوع این چرخ‌ها در ارتباط با لرزش‌های خارجی مانند رانشگرها مورد استفاده قرار می‌گیرند و به‌صورت خاص زمانی مفید هستند که فضاپیما نیازمند چرخش با کسرهایی از درجه و حفظ نشانه‌روی بدون مصرف سوخت روی برد باشد. این نکته قابل ذکر است که در عمل ترکیبی از سه چرخ عکس‌العملی (معمولاً با یک افزونگی) در ماهواره نصب می‌شود و در نتیجه موقعیت نسبی آنها هم می‌تواند بر ارتعاشات منتقل شده به فضاپیما تأثیرگذار باشد.

مودهای سازه‌ای یک RWA تا حد زیادی به پیکربندی آن بستگی دارد. معمولاً به‌علت غالب بودن سرعت زاویه‌ای چرخ‌لنگر، ارتعاشات گشتاور نادیده گرفته می‌شوند؛ یعنی سرعت چرخش چرخ‌لنگر به حرکت درآمده توسط موتور به‌صورت چشمگیری از سرعت زاویه‌ای اغتشاشات در درجه آزادی گشتاور بزرگ‌تر است. در نتیجه، یک RWA می‌تواند به‌صورت یک سیستم پنج درجه آزادی (DOFs) توصیف شود که شامل یک درجه آزادی در انتقال محوری، دو درجه آزادی در هر انتقال شعاعی (یا درون صفحه‌ای) و دو درجه آزادی در هر دوران زاویه‌ای (یا خارج صفحه‌ای) است. این امر منجر به پنج مود سازه‌ای غالب می‌شود که به‌علت تقارن حول محور چرخ به سه مود کاهش می‌یابند که به‌ترتیب مود انتقال محوری، مود انتقال شعاعی (یا عرضی) و مود دوران زاویه‌ای (یا راکینگ) هستند. مودهای سازه‌ای برای پیکربندی‌های دهانه وسط و یک سر گیردار به‌ترتیب در شکل‌های ۵ و ۶ نشان داده شده‌اند. این سه مود برای یک RWA متقارن محوری از یکدیگر دی‌کوپله هستند. در مقابل، برای یک RWA با پیکربندی یک سر گیردار اگر چه مود انتقال محوری دی‌کوپله باقی می‌ماند اما دو مود شعاعی به‌صورت یک مود



شکل ۵) مودهای سازه‌ای یک چرخ عکس‌العملی دهانه وسط؛ الف) محوری، ب) انتقال شعاعی، ج) چرخش شعاعی^[۱]

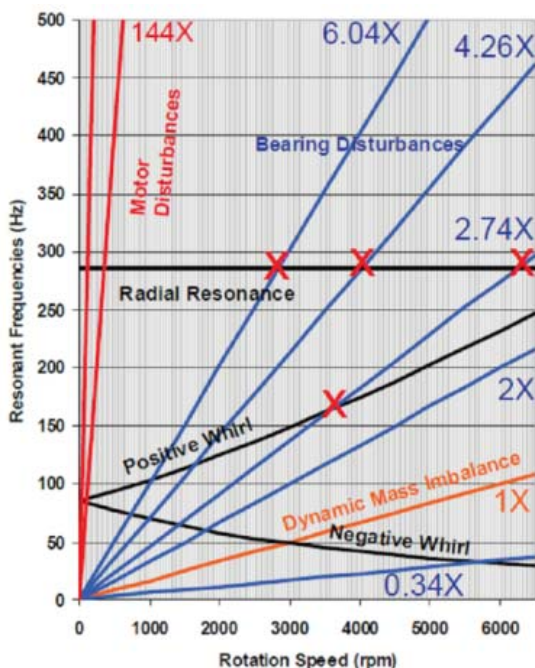
شکل ۶) مودهای سازه‌ای یک چرخ عکس‌العملی با پیکربندی یک سر گیردار؛ الف) محوری، ب) انتقال شعاعی، ج) چرخش شعاعی ترکیبی^[۱]

مودهای سازه‌ای یک چرخ عکس‌العملی می‌توانند تحت تاثیر سرعت دوران چرخ‌لنگر قرار بگیرند. به علت تقدم ژيروسکوپی چرخ‌لنگر دوار برای یک چرخ عکس‌العملی با پیکربندی دهانه وسط، با افزایش سرعت مود راکینگ به دو گردش تقسیم می‌شود. فرکانس تشدید اولیه (که در حالت استاتیکی که سرعت صفر است اندازه‌گیری می‌شود) به یک گردش عقب‌رونده (یا تقدم) و یک گردش جلورونده (یا رقص محوری) انشعاب می‌یابد. با افزایش سرعت، گردش

زیر استخراج می‌شوند:

$$f_n(\omega) = \pm \frac{I_{zz}\omega}{2I_{xx}} \pm \sqrt{\left(\frac{I_{zz}\omega}{2I_{xx}}\right)^2 + \frac{K_T}{I_{xx}}} \quad (2)$$

که در اینجا $f_n(\omega)$ دامنه نیروی اصلی در فرکانس تحریک و ω سرعت چرخ است. منحنی کمپل تصحیح‌شده در نمودار ۱ نشان داده شده است که در آن اغتشاشات وابسته به سرعت ناشی از عدم تعادل‌های جرم دوار، عیوب یاتاقان و موتور با فرکانس‌های گردابی و فرکانس تشدید استاتیکی اصلی روی هم قرار دارند.



نمودار ۱) منحنی کمپل اصلاح‌شده که نشان‌دهنده انطباق تشدیدهای چرخ و اغتشاشات وابسته به سرعت است (عدم تعادل جرمی، بیرینگ‌ها، موتور)^[۶]

طیف اغتشاشی ایجادشده توسط مکانیزم‌های چرخان

به‌طور کلی اغتشاشات ایجادشده توسط مکانیزم‌های چرخانی مانند چرخ‌های مومنتومی و عکس‌العملی ذاتاً سینوسی و تونال بوده و مربوطه به‌صورت نمودارهای آبخاری بیان می‌شود که در آنها یک طیف نویز یا ارتعاش به‌صورت تابعی از زمان یا سرعت در یک نمای سه‌بعدی نمایش داده می‌شود. این نمودارها به‌ویژه برای فراهم کردن دیدی کلی از محتوای فرکانسی یک سیگنال مربوط به زمان یا سرعت افزایشی مفید است. نمونه‌ای از آنها در نمودارهای ۲ و ۳ نمایش داده شده است. عدم تعادل‌های چرخ‌لنگر (استاتیکی و دینامیکی) در حین تغییرات سرعت اغتشاشات پایداری فراهم می‌کنند. گشتاورها و نیروهای حاصل متناسب با مجذور سرعت چرخش بوده و در فرکانسی برابر با نرخ چرخش چرخ‌لنگر رخ می‌دهند. در نتیجه، این اغتشاش در حین افزایش پیوسته سرعت چرخ از صفر دور در دقیقه به‌صورت یک خط مورب پیوسته روبه‌رشد (به‌صورت هارمونیک اصلی) نمایان می‌شود.

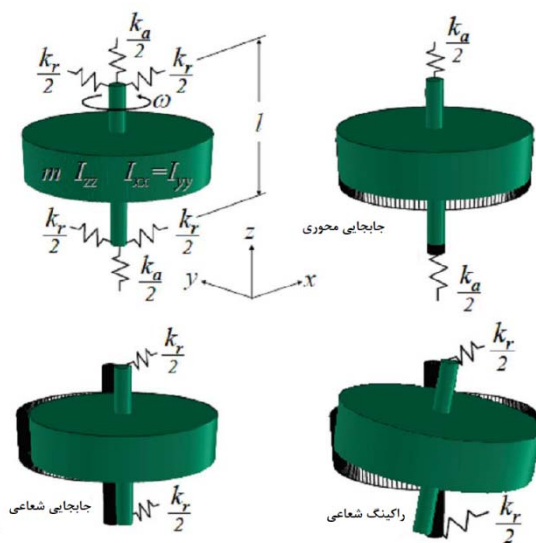
عقب‌رونده در فرکانس کاهش و گردش جلورونده افزایش می‌یابد. در مقابل، هر دوی مودهای انتقال شعاعی و محوری مستقل از فرکانس بوده و لذا فرکانس‌های طبیعی آنها ثابت باقی می‌ماند. هر سیگنالی که فرکانس آن وابستگی خطی به سرعت چرخ را نشان می‌دهد، مرتبه موتور یا به اختصار مرتبه گفته می‌شود. ریزارتعاشات چرخ‌های عکس‌العملی مانند نابالانسی‌ها، لرزش‌های یاتاقان توپی و ریل گشتاور، فرکانس‌هایی به‌عنوان تابعی از سرعت چرخش چرخ‌ها را نشان می‌دهند و در حوزه فرکانس به وضوح قابل ترسیم بوده و یا برحسب مرتبه قابل رسم هستند که در آن فرکانس به سرعت چرخ تقسیم می‌شود. همان‌طور که گفته شد، ارتعاشات ناشی از عدم تعادل در مرتبه موتور برابر با یک است.

یک مدل تکیه‌گاه ساده از مکانیسم چرخشی با یک درجه آزادی محوری و دو درجه آزادی در راستای شعاعی در شکل ۷ نشان داده شده است. همان‌طور که بیان شد سه مود تشدید اصلی شامل جابه‌جایی محوری، جابه‌جایی شعاعی، و راکینگ شعاعی برای آن یافت می‌شوند.

فرکانس‌های مربوط به این مودها به‌صورت زیر هستند:

$$f_a = \sqrt{\frac{k_a}{m}} ; f_r = \sqrt{\frac{k_r}{m}} ; f_o = \sqrt{\frac{K_T}{I_{xx}}} \quad (1)$$

که در اینجا، K_T سفتی پیچشی ضربی و I_{xx} ممان اینرسی ضربی چرخ‌لنگر هستند.



شکل ۷) مدل تکیه‌گاه ساده مکانیزم چرخان و مودهای تشدید اصلی آن^[۴]

به‌دلیل حرکت تقدیمی ژایروسکوپی روتور در حین افزایش سرعت یک مود گردابی برای اغلب مکانیسم‌های چرخشی ایجاد می‌شود. علاوه بر این، مود راکینگ به یک فرکانس طبیعی آهسته و یک فرکانس طبیعی سریع تبدیل می‌شود که در آنها گردابه به‌ترتیب در جهت مخالف و موافق چرخش است. فرکانس‌های گردابه به‌صورت

یاتاقان‌ها، جابه‌جایی موتور، خطاهای درایو موتور، اصطکاک یاتاقان و روانکاری دینامیکی هستند. با این حال همان طور که در نمودار ۲ نشان داده شده است، بزرگ‌نمایی‌های بزرگ ممکن است زمانی که هارمونیک‌ها با تشدیدهای سازه‌ای داخلی چرخ مواجه می‌شوند، رخ دهند.

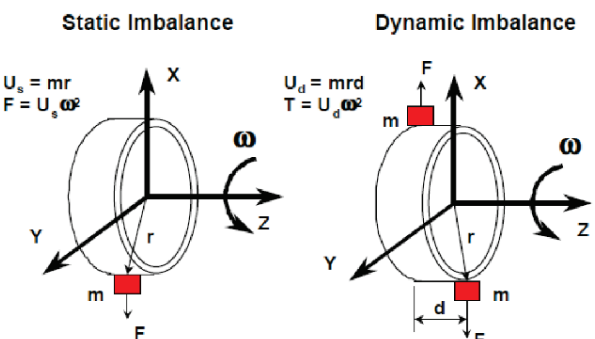
مکانیزم‌های دورانی با سرعت بالا

مکانیزم‌های چرخان پیوسته با سرعت بالا مانند چرخ‌های مونتومی و عکس‌العملی به‌عنوان عملگرهای کنترل وضعیت روی برد سه‌محوره ماهواره به‌کار گرفته می‌شوند. این مکانیزم‌ها در حین عملکردشان در مدار به‌عنوان شدیدترین منابع اغتشاش ریزارتعاشات شناخته می‌شوند. اغتشاشات تجهیزات چرخان را می‌توان در سه دسته عدم تعادل‌های جرم دوار (عدم تعادل‌های استاتیکی و دینامیکی)، عیوب یاتاقان توپی و عیوب موتور طبقه‌بندی نمود.

در صورت استفاده از یاتاقان‌های مغناطیسی کنترل فعال به‌جای یاتاقان توپی‌های مرسوم می‌توان از اغتشاشات حاصل از یاتاقان چرخ مونتومی و عکس‌العملی اجتناب نمود. با این حال، اشکال استفاده از یاتاقان‌های مغناطیسی این است که آنها نیازمند یک سیستم طراحی و کنترل پیچیده‌تر هستند. عدم تعادل‌های جرم دوار به‌عنوان مهم‌ترین منبع اغتشاشات القایی از چرخ‌های مونتوم و عکس‌العملی به فضاپیما در نظر گرفته می‌شوند. با این حال، عموماً برهمکنش تمامی این منابع ورودی ریزاغتشاشات وابسته به سرعت با دینامیک سازه‌ای مکانیزم چرخان، اغتشاش غالب از یک مکانیزم نمونه است.

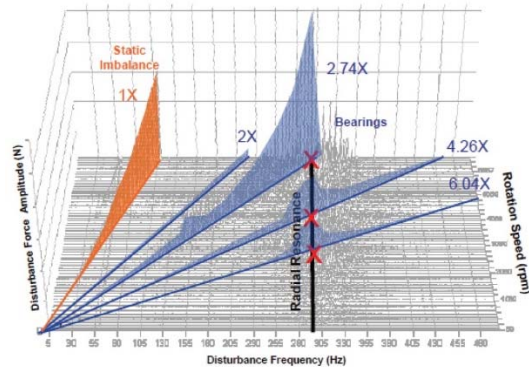
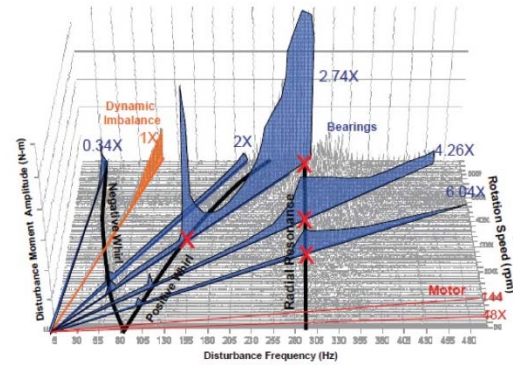
عدم تعادل‌های جرم دوار

عدم تعادل‌های استاتیکی و دینامیکی این چرخ ناشی از عدم تقارن چرخ طیار نسبت به محور چرخش است. اجتناب از این اثرات دشوار است زیرا در عمل متعادل کردن دقیق یک چرخ، یعنی هیچ خروج از مرکزی برای مرکز ثقل روتور و یک روتور کاملاً متقارن محوری، در بسیاری از موارد قابل تضمین نیست. حتی عدم تعادل‌های کوچک می‌توانند گشتاورها و نیروهای اغتشاشی چشمگیری در سرعت‌های بالای چرخ به‌وجود بیاورند.

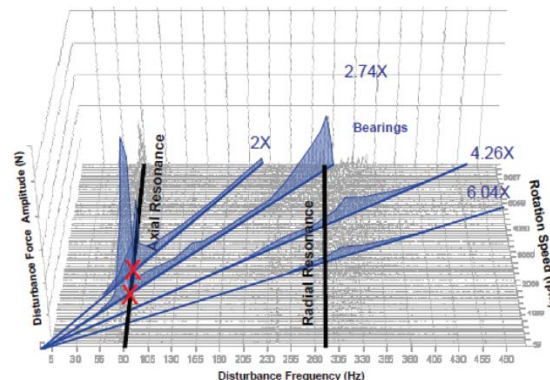
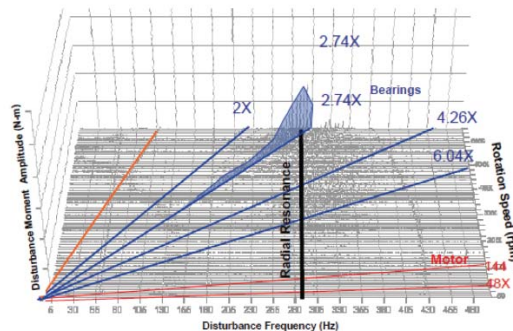


شکل ۸) مودهای فیزیکی عدم تعادل‌های جرم دوار^[۴]

عدم تعادل استاتیکی (U_s) انحراف مرکز ثقل از محور دوران است که همان طور که در سمت چپ شکل ۸ نشان داده شده است با یک



نمودار ۲) منحنی آبخاری اغتشاش گشتاور و نیروی شعاعی^[۴]



نمودار ۳) منحنی آبخاری اغتشاش گشتاور و نیروی محوری^[۴]

مادون و مافوق هارمونیک‌ها اغلب اغتشاشات تونالی هستند که در مضاربی صحیح یا کسری از نرخ چرخش چرخ‌لنگر رخ می‌دهند. این اغتشاشات دامنه‌هایی بسیار کوچک‌تر دارند و اغلب ناشی از عیوب

لرزه‌ای که به‌صورت فیلتر پایین‌گذر مکانیکی عمل می‌کنند، استفاده نمود.

۲- ممکن است جهت برداشتن نیروهای جاذبه از مکانیزم‌ها در حین آزمون‌های زمینی به دستگاه‌های جبران جاذبه‌ای مانند مجموعه‌ای از کابل‌های الاستومری با فرکانس طبیعی بسیار پایین (حدود یک هرتز) استفاده نمود. به‌طور کلی وجود جاذبه می‌تواند دارای تاثیر افزایش سفتی باشد.

برای تعیین مشخصات منبع نویز که بخشی از توالی آزمون است گام‌های زیر را باید انجام داد:

- ۱- تعیین مشخصات آزمایشگاه، از طریق صحت‌سنجی رفتار دینامیکی راه‌اندازی آزمون (به‌دست‌آوردن فرکانس‌های بسیار بالا برای میز هنگامی توسط تجهیز بارگذاری می‌شود)
- ۲- تعیین مشخصات نویز پس‌زمینه، به وسیله اندازه‌گیری طیف‌های خودکار شتاب (تجهیز خاموش باشد)
- ۳- کالیبراسیون دستگاه اندازه‌گیری، از طریق تحریک میز با یک سیگنال ورودی
- ۴- آزمون‌های تعیین مشخصات منبع نویز

- به‌دلیل ماهیت پیچیده اغتشاش ریزارتعاشات و کنترل ارتعاش، باید برای اندازه‌گیری کاهش ارتعاش گام‌های تکراری برنامه‌ریزی شود. ارزیابی نهایی الزامات ریزاغتاشات مربوطه به تجهیز باید برحسب ارتعاشات/ توابع نیروی پایه، اثربخشی کاهش ارتعاش و میزان صوت تاییده‌شده بر روی نوع کیفی تجهیز استاندارد پروازی یا بر روی مدل‌های پیش‌پروازی انجام شود^[4]

زوج‌کردن منبع و سازه تکیه‌گاهی

در عمل اغلب مدل‌های ریاضی این منابع با در نظرگرفتن مکانیسم منبع در حالت ایزوله استخراج می‌شوند و همین‌طور آزمون در یک شرایط بسته‌شده (تجهیز به‌صورت محکم بر روی نقاط نصب متصل می‌شود) انجام می‌شود. این بدین معنی است که سخت‌افزاری که ریزارتعاش را تولید می‌کند بر روی پلتفرم دینامومتریکی (به‌عنوان میز نیرو و میز کیستلر هم شناخته می‌شوند، شکل‌های ۹ و ۱۰) نصب می‌شود که نیروهای عکس‌العملی (F_x, F_y, F_z) و گشتاورهای منتقل‌شده (M_x, M_y, M_z) به میز را اندازه می‌گیرد. دقت این سیستم‌ها در بازه میکرونیوتون است و بازه فرکانسی مفیدشان از حدود یک و ۲ تا چند صد هرتز است.



شکل ۹) میز کیستلر مدل 9253B^[4]

جرم کوچک (m) در خروج از مرکزیت (r) بیان می‌شود. در نتیجه، یک نیروی شعاعی چرخان (F_s) ایجاد می‌شود که از دید یک مرجع ثابت سینوسی به نظر می‌رسد، با فرکانسی مربوط به یک دوران کامل چرخ‌لنگر، و دامنه‌ای متناسب با مجذور سرعت چرخ (ω_w) (که ثابت فرض می‌شود):

$$\begin{aligned} F_s &= m.r.\omega^2 = U_s.\omega^2 \\ \vec{F}(t) &= U_s.\omega^2.\cos(\omega t + \phi).\vec{e}_x \\ \vec{F}(t) &= U_s.\omega^2.\sin(\omega t + \phi).\vec{e}_y \end{aligned} \quad (3)$$

عدم تعادل دینامیکی (U_d) حاصل ممان اینرسی ضربی چرخ‌لنگر است که در اثر ناهمراستایی اینرسی اصلی با محور چرخش به‌وجود می‌آید. همان‌طور که در سمت راست شکل ۸ نشان داده شده است این عدم تعادل توسط دو جرم برابر که به‌صورت محوری با فاصله d و اختلاف زاویه 180° از هم جدا شده‌اند، بیان می‌شود. گشتاور اغتشاشی حاصله (T_d) (بردار عمود بر محور چرخش) متناسب با سرعت چرخش (ω_w) (که ثابت فرض می‌شود) است و در فرکانسی مربوط به زمانی که چرخ‌لنگر یک دوران کامل می‌کند اتفاق می‌افتد:

$$\begin{aligned} T_d &= m.r.d.\omega^2 = U_d.\omega^2 \\ \vec{T}(t) &= U_d.\omega^2.\cos(\omega t + \phi).\vec{e}_x \\ \vec{T}(t) &= U_d.\omega^2.\sin(\omega t + \phi).\vec{e}_y \end{aligned} \quad (4)$$

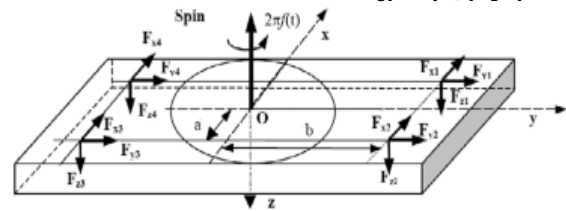
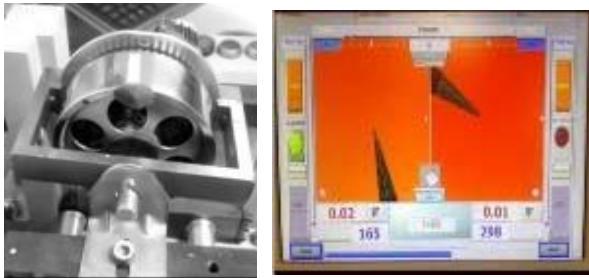
تعیین توابع نیروی اغتشاشی توسط آزمون

آزمون‌های تعیین مشخصات اغتشاش در فراهم‌کردن ورودی مورد نیاز برای تحلیل‌های ریزاغتاشات کاربرد دارند. این امر اغلب برای منابع اغتشاشی مورد نیاز است که رفتار پیچیده‌ای دارند که نمی‌توان آنها را به‌خوبی توسط روابط تحلیلی تعریف نمود. این آزمون‌ها معمولاً به این صورت انجام می‌شوند که منبع اغتشاش به‌صورت گیردار در محل رابط خود بر روی یک میز دینامومتریک نصب می‌شود و بارهای رابط در حین عملکرد دستگاه اندازه‌گیری می‌شوند. نتایج بسته به توپولوژی اغتشاش به‌صورت پروفایل‌های پاسخ زمانی یا فرکانسی هستند. این نکته را هم باید ذکر کرد که شرایط مرزی آزمون بیانگر رابطه واقعی تجهیز و پلتفرم فضاپیما نیست و این شرایط مرزی می‌تواند تاثیر زیادی بر روی صحت داده‌های فرکانس بالا داشته باشد. برای دستگاه‌هایی که در زمین نمی‌توانند مانند حین پرتاب عمل کنند محدودیت‌های دیگری هم می‌تواند وجود داشته باشد.

به‌دلیل هزینه و محدودیت‌های برنامه‌ریزی، تعیین مشخصات تجربی به‌صورت کامل برای هر منبع اغتشاشی تحت شرایط بیانگر حالت پرواز در بسیاری از شرایط عملی نیست. در این حالت، عدم قطعیت‌های باقی‌مانده بایستی به دقت ارزیابی و پوشش داده شوند. در حین انجام آزمون‌های تعیین مشخصات منبع اغتشاش موارد زیر را باید مد نظر داشت:

- ۱- دستگاه اندازه‌گیری باید به‌خوبی از اغتشاشات خارجی که از محیط آزمایشگاه اعمال می‌شوند ایزوله شود. جهت رفع این دغدغه می‌توان تثبیت‌کننده آزمون را بر روی سیستم تعلیق با میرایی بالا قرار داد. می‌توان برای بهبود سیستم ایزولاسیون از تکیه‌گاه‌های

وزنه‌ها، با استفاده از سوراخ‌کاری، جرم مورد نظر برداشته می‌شود.



شکل ۱۰) میز کیستلر شامل چهار سنسور پیزوالکتریک سه جهته، جهت استخراج ریزاغتشاش^[4]

با قراردادن چرخ عکس‌عملی بر روی میز کیستلر و انجام آزمون، نیروها و گشتاورهای اغتشاشی شامل $F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$ به صورت زیر به دست می‌آیند:

$$F_x = F_{x1} + F_{x2} + F_{x3} + F_{x4} \quad (5)$$

$$F_y = F_{y1} + F_{y2} + F_{y3} + F_{y4} \quad (6)$$

$$F_z = F_{z1} + F_{z2} + F_{z3} + F_{z4} \quad (7)$$

$$M_x = b(F_{z1} + F_{z2} - F_{z3} - F_{z4}) \quad (8)$$

$$M_y = b(F_{z1} - F_{z2} - F_{z3} + F_{z4}) \quad (9)$$

$$M_z = b(F_{x1} + F_{x2} - F_{x3} - F_{x4}) - a(F_{y2} + F_{y3} - F_{y1} - F_{y4}) \quad (10)$$

لازم به ذکر است که آزمون مذکور را می‌توان به سه صورت انجام داد [18-20]:

۱- مود خلاص: در این مود چرخ تا ماکزیمم سرعتش به دوران درآورده شده و سپس توان ورودی قطع می‌شود تا چرخ در حالت خلاص با اصطکاک داخلی چرخ قرار گیرد. در طول این آزمون به صورت پیوسته ریزاغتشاش چرخ ثبت می‌شود.
 ۲- مود سرعت ثابت: سرعت چرخ در یک سطح ثابت نگه داشته می‌شود. ریزاغتشاشات انتشاریافته در یک سرعت ثابت معمولاً برای ۱۰ ثانیه ثبت می‌شوند.

۳- مود گشتاور کامل: به چرخ دستور داده می‌شود که با بالاترین گشتاور از سرعت صفر به ماکزیمم سرعت برسد (یا برعکس). ریزاغتشاش در حین این فرآیند در حدود ۱۰ ثانیه ثبت می‌شوند. با این وجود، بارهای ایجادشده توسط منبع بر روی سازه تکیه‌گاهی هم به مشخصات دینامیکی این منبع و هم به مشخصات دینامیکی سازه تکیه‌گاهی وابسته است [16, 17, 21, 22].

آزمون بالانس

آزمون بالانس بر روی یک میز بالانس سفارشی ساخت شرکت شاهین صنعت انجام شده که دقت بالانس، ۰/۰۱ گرم در هر صفحه است. شکل ۱۱ به ترتیب، نحوه بستن و بالانس چرخ عکس‌عملی را روی این میز نشان می‌دهد.

برای بالانس، دوران چرخ با استفاده از درایور اختصاصی خود چرخ عکس‌عملی در سرعت ثابت ۱۵۰۰ دور در دقیقه صورت پذیرفته است. برای کالیبراسیون جرمی دستگاه، از وزنه یک گرمی بر روی صفحات چپ و راست استفاده شده و پس از چند مرحله بالانس، اعداد جرم در صفحات به عدد ۰/۰۱ گرم رسانده شده است. لازم به ذکر است که رسیدن به این عدد، با استفاده از نصب وزنه‌های بسار ریز در سمتی که دستگاه نشان می‌دهد صورت می‌گیرد و پس از تایید شدن محل و میزان جرم نابالانسی، از سمت مقابل نصب



شکل ۱۱) آزمون بالانس چرخ

محاسبات عددی

برای بررسی و رسم نمودارهای مورد نیاز جهت تحلیل رفتار چرخ عکس‌عملی، با مطالعه روش‌های ارائه‌شده در کارهای پیشین توسط سایر محققان که در بخش پیشینه ارائه شد، به‌طور خلاصه موارد زیر استخراج شد:

۱- رسم نمودار PSD

۲- شناسایی نقاط مهم

۳- شناسایی ویژگی‌های سیستم از روی روند نمودارها

اولین پیک در نمودار آبخاری، مربوط به نابالانسی در سرعت‌های مختلف است. خطوط پیک که از مبدا بگذرند نشان‌دهنده یک مرتبه موتور هستند.

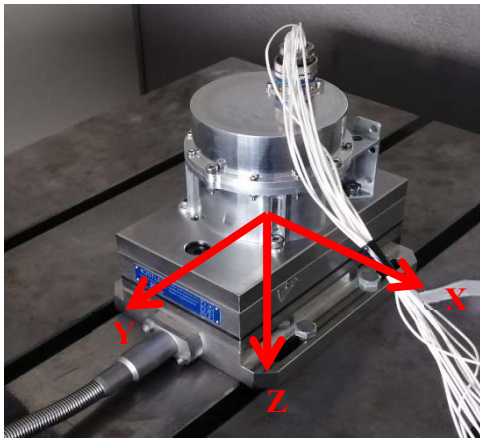
۴- بررسی نابالانسی از روی نمودار آبخاری

شبیه‌سازی

آزمون ریزاغتشاشات چرخ عکس‌عملی بر روی میز کیستلر مطابق بستر نشان داده شده در شکل ۱۲ انجام شد. پس از انجام پردازش‌های مناسب بر روی داده‌های به‌دست‌آمده با گام ۶۰ دور در دقیقه معادل یک هرتز، نمودارهای نشان‌دهنده در نمودارهای ۴ تا ۷ به دست آمد. البته لازم به ذکر است که نویز پس‌زمینه قبل از شروع آزمون باید اندازه‌گیری و در صورت پاس‌کردن چگالی طیفی توان PSD آن از مقدار مجاز تعیین‌شده در استاندارد، آزمون شروع می‌شود.

برای راه‌اندازی و امکان مانورهای مختلف سرعت/گشتاور نمونه حاضر چرخ عکس‌عملی، از نرم‌افزار کاربری که در محیط سی‌شارپ نوشته شده، استفاده شده است. در این نرم‌افزار به همراه رابط سخت‌افزاری کاربری برای پروتکل‌های سریال و CAN، امکان اعمال فرامین با دور/گشتاورهای مختلف (رزولوشن سرعت یک دور در دقیقه و گشتاور یک دور در دقیقه بر ثانیه) فراهم شده و اطلاعات

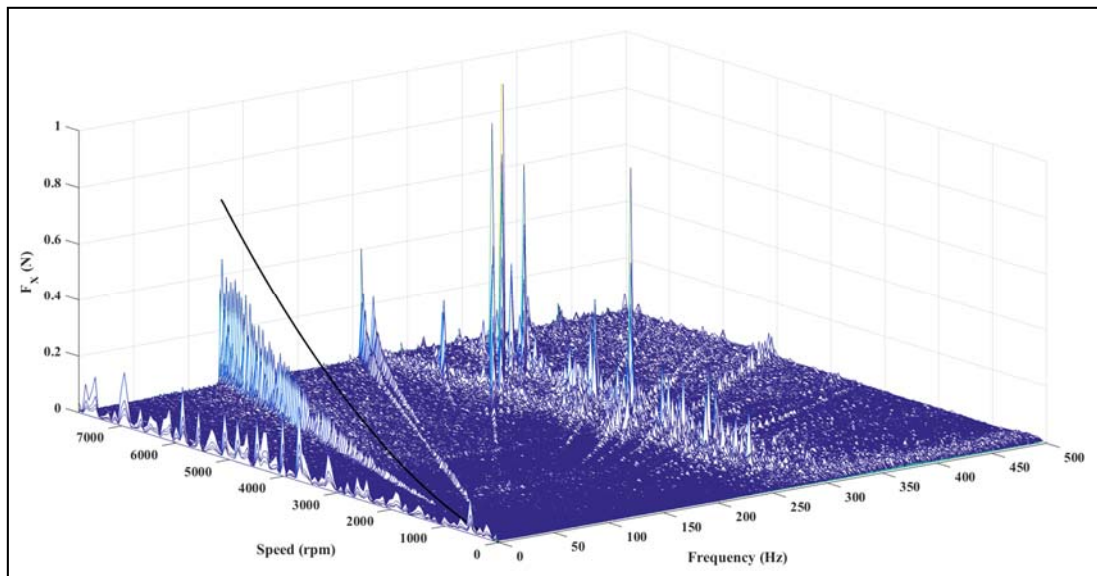
Z محور چرخش عمود بر هر دو راستا است. مطابق مطالب گفته‌شده، محاسبات جرم نابالانسی استاتیکی برحسب نیروی اغتشاشی ایجادشده بر روی محور X یا Y و جرم نابالانسی دینامیکی، برحسب گشتاور اغتشاشی ایجادشده بر روی محور X یا Y محاسبه می‌شود. خطوط سیاه‌رنگ نشان‌داده‌شده در نمودارهای ذیل نشانگر میزان نابالانسی مجاز بر روی منحنی آبخاری است. نتایج استخراج‌شده از این بررسی‌ها در جدول ۳ آورده شده است. نتایج نشان می‌دهد که میزان نابالانسی استاتیکی و دینامیکی در بازه قابل قبول قرار گرفته است. با توجه به این نمودارهای آبخاری، پیک‌های دیگری مثلاً حدود ۴۰۰ دور در دقیقه مشاهده شد که در هنگام آزمون، صدای این عملگر به شدت افزایش یافته و سپس در سرعت‌های دیگر رویت نشد که به علت مدهای سازه‌ای چرخ هستند که توسط هارمونیک‌های اغتشاشات تحریک می‌شوند.



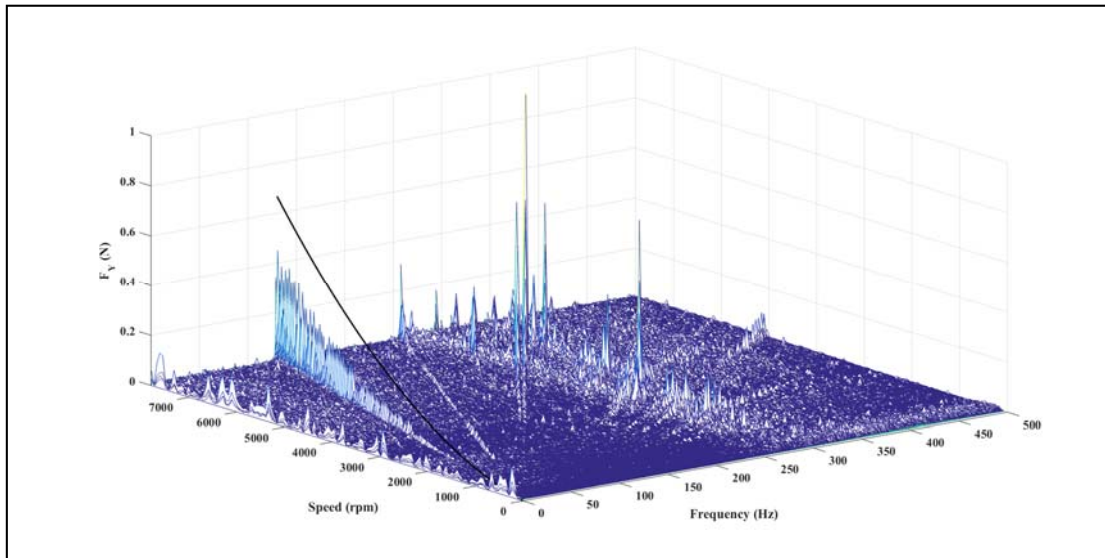
شکل ۱۲) نمای نصب چرخ عکس‌عملی بر روی میز کیستلر

تله‌متری مانند ولتاژ، جریان، دما و سرعت را با بازه‌های زمانی ۱۰۰ میلی‌ثانیه نشان می‌دهد. از این رو سرعت لحظه‌ای سیستم به صورت لحظه‌ای قابل رصد است. در هر گام که معادل یک هرتز چرخشی است، به چرخ عکس‌عملی دستور سرعت معادل داده شده و اجازه حالت پایدار داده و بعد از آن نتایج ثبت می‌شود. این گام تا سرعت ماکزیمم چرخ و در حالت پایا انجام شده و طیف فرکانسی با دامنه‌های مختلف به دست می‌آید.

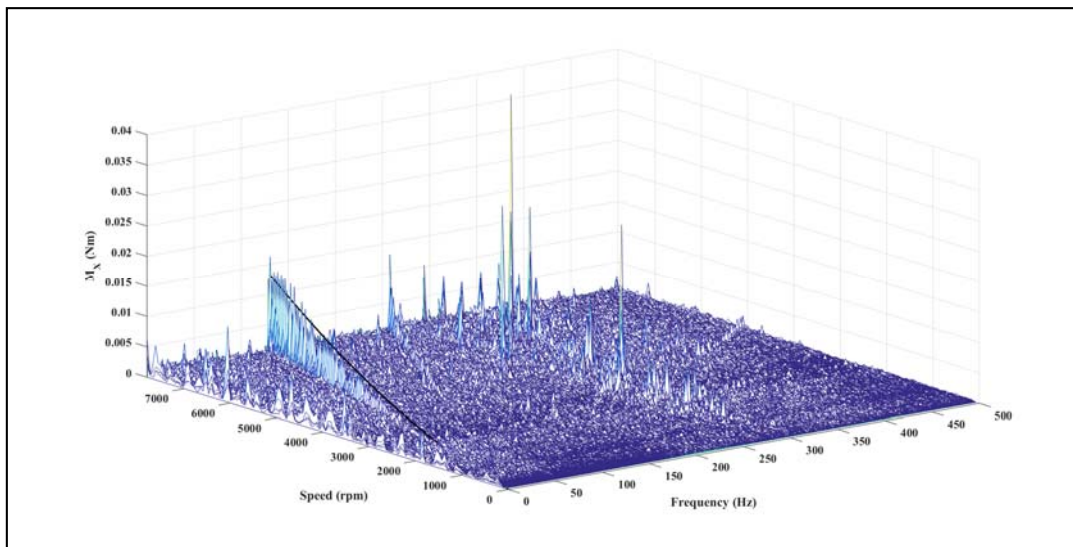
نابالانسی‌های موجود بر روی چرخ عکس‌عملی از دو نوع استاتیکی و دینامیکی است که اثر خود را به ترتیب در نمودارهای نیروی اغتشاشی و گشتاور اغتشاشی نشان می‌دهد. معادلات ۳ و ۴ نشان می‌دهد که نابالانسی استاتیکی و دینامیکی، با توان دوم سرعت با سرعت دورانی رابطه مستقیم دارد. با در نظرگیری مقدار مجاز ۱/۰ و ۲/۰ گرم سانتی‌متر مربع و استفاده از روابط ذکرشده، دو منحنی سهمی‌شکل برای نمودارهای نیرو و گشتاور اغتشاشی می‌توان رسم کرد که محدوده مجاز برای میزان نیرو و گشتاور ناشی از نابالانسی به ازای هر دور را نشان می‌دهد. از آنجایی که اثر نابالانسی در اولین صفحه پیک در نمودار خود را نشان می‌دهد لذا این خط در اولین صفحه پیک نمودار رسم می‌شود. اگر تمامی مقادیر بر روی نمودار سه‌بعدی کاملاً زیر آن خط بیفتند، نشان‌دهنده تصدیق شدن میزان بالانس است. همچنین، با توجه به روابط، رفتار این ناحیه از منحنی صعودی اکید است و اگر روند نزولی یا تغییرات نامنظم در این قسمت از نمودار وجود داشته باشد نشان‌دهنده خطای بالا در انجام آزمون است. نمودارهای ۴ و ۵ مربوط به نابالانسی استاتیکی و نمودارهای ۶ و ۷ بیانگر نابالانسی دینامیکی در منحنی‌های آبخاری رسم‌شده هستند. البته لازم به ذکر است که نمودارهای مربوطه X و Y (به علت تقارن ساختار چرخ عکس‌عملی) مشابه یکدیگر بوده و



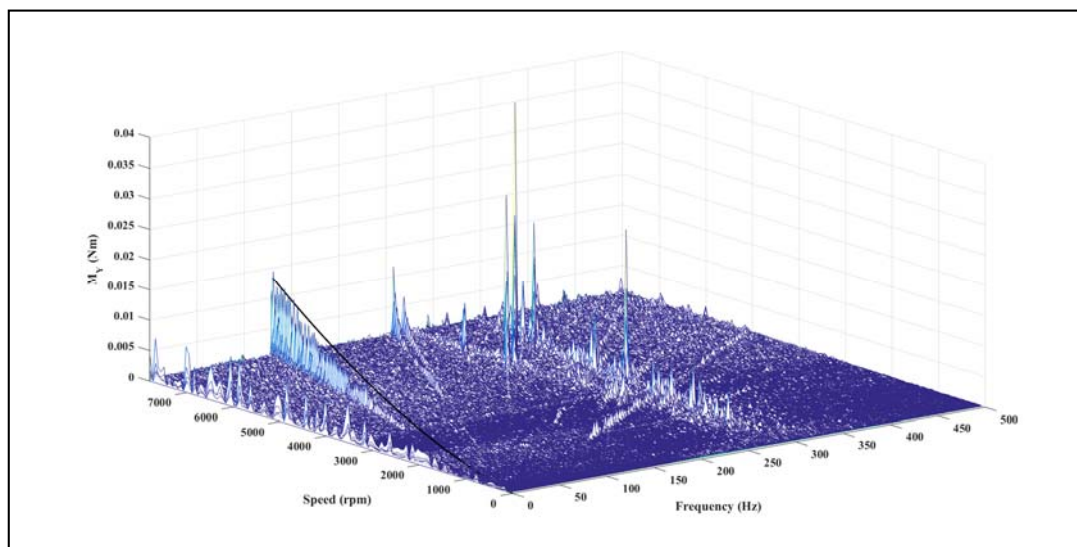
نمودار ۴) منحنی نیروی اغتشاشی در راستای محور X و میزان نابالانسی مجاز



نمودار (۵) منحنی نیروی اغتشاشی در راستای محور Y و میزان نابالانسی مجاز



نمودار (۶) منحنی گشتاور اغتشاشی در راستای محور X و میزان نابالانسی مجاز



نمودار (۷) منحنی گشتاور اغتشاشی در راستای محور Y و میزان نابالانسی مجاز

پارامتر	مقدار مجاز	مقدار به‌دست‌آمده از میز کیستلر
نابالانسی استاتیکی (gcm)	۰/۱	۰/۰۵
نابالانسی دینامیکی (gcm ²)	۰/۲	۰/۱۷

نتیجه‌گیری

از بستر آزمون میز کیستلر برای اندازه‌گیری و صحت‌گذاری ریزاغتاشات ناشی از نابالانسی چرخ عکس‌العملی ساخته شده در پژوهشکده رانشگرهای فضایی استفاده شد. ریزاغتاشات را نمی‌توان توسط زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره کنترل کرد زیرا بازه کنترل این زیرسیستم محدود به چند هرتز است در حالی که عموماً ریزاغتاشات در فرکانس‌های بالاتر رخ می‌دهد. اغتشاشات هارمونیک اساسی عمدتاً از نابالانسی‌های استاتیکی و دینامیکی ناشی می‌شوند که از عدم تقارن چرخ با توجه به محور چرخش آن ناشی می‌شود. نابالانسی استاتیکی ناشی از انحراف مرکز جرم چرخ از محور چرخش است که در حین چرخش، نیروی گریز از مرکز شعاعی ایجاد می‌کند. نابالانسی دینامیک در اثر ناترازی محور اصلی چرخ و محور چرخش آن رخ می‌دهد که در زمان چرخش گشتاور شعاعی ایجاد می‌کند.

بدین منظور ابتدا چرخ دوار با استفاده از روابط موجود در استاندارد فضایی اروپا ECSS و دستگاه اندازه‌گیری میزان نابالانسی به مقدار الزامات نابالانسی دینامیکی و استاتیکی رسانده شده و در ادامه چرخ اسمبل شده و با استفاده از درایور موجود راه‌اندازی شد. پله‌های سرعتی معادل یک هرتز بوده و از خروجی میز کیستلر اطلاعات نیرو/گشتاور به‌صورت زمان واقعی استخراج شده و سپس از نرم‌افزار متلب نمودارهای آبخاری به‌دست آمد. با استفاده از تحلیل‌های مرتبه اول که مربوط به اطلاعات نابالانسی است و به‌صورت رفتار صعودی نمایش داده می‌شود، میزان نابالانسی مورد تایید قرار گرفت.

دو منحنی سهمی‌شکل برای نمودارهای نیرو (نابالانسی دینامیکی) و گشتاور اغتشاشی (نابالانسی استاتیکی) می‌توان رسم کرد که محدوده مجاز برای میزان نیرو و گشتاور ناشی از نابالانسی به‌ازای هر دور را نشان می‌دهد. از آنجایی که اثر نابالانسی در اولین صفحه پیک در نمودار خود را نشان می‌دهد لذا این خط در اولین صفحه پیک نمودار رسم می‌شود. اگر تمامی مقادیر بر روی نمودار سه‌بعدی کاملاً زیر آن خط بیفتد، نشان‌دهنده تصدیق شدن میزان بالانس است. البته فاکتورهای محاسباتی روی داده نمودار آبخاری مانند میانگین، مقدار موثر و غیره نمی‌تواند این تصدیق را انجام دهد. توضیح اینکه اطلاعات دیگر مذکور در متن مانند صحت کارکرد یاتاقان‌های توپی، درایور و غیره از روی نمودارهای آبخاری نیز قابل حصول است که مورد بحث این مقاله نیست.

تشکر و قدردانی: از مرکز فضایی دانشگاه علم و صنعت بابت هم‌فکری در روند آزمون‌ها و نتایج، قدردانی می‌شود.

تاییدیه اخلاقی: به‌منظور انتشار تصاویر آزمایشات تجربی از پژوهشکده رانشگرهای فضایی مجوزهای لازم اخذ شده است.

تعارض منافع: موردی توسط نویسندگان ذکر نشد.
سهم نویسندگان: مرتضی فرهید (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی (۶۰٪)؛ حسین امانپور ریحانی (نویسنده دوم)، روش‌شناس (۲۰٪)؛ حمید کوچی اسکندر (نویسنده سوم)، پژوهشگر کمکی (۱۰٪)؛ حسین بهشتی بیرامی (نویسنده چهارم)، پژوهشگر کمکی (۱۰٪).
منابع مالی: توسط پژوهشکده رانشگرهای فضایی تامین شده است.

منابع

- Addari D. A Semi-empirical approach for the modelling and analysis of microvibration sources on-board spacecraft [dissertation]. Guildford: University of Surrey; 2016.
- Foster CL, Tinker ML, Nurre GS, Till WA. Solar-array-induced disturbance of the Hubble space telescope pointing system. *Journal of Spacecraft Rockets*. 1995;32(4):634-644.
- Stabile A. Electromagnetic shunt damper for spacecraft micro-vibration mitigation [dissertation]. Guildford: University of Surrey; 2018.
- Space engineering. Spacecraft mechanical loads analysis handbook (ECSS-E-HB- 32-26A) [Internet]. Noordwijk: ECSS Secretariat; 2013 Unknown Cited. Available from: http://everyspec.com/ESA/ECSS-E-HB-32-26A_47695/
- De Weck OL, Miller DW, Mallory GJ, Mosier GE. Integrated modeling and dynamics simulation for the next generation space telescope [dissertation]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology; 1999.
- Zhang Z, Aglietti GS, Ren W. Coupled microvibration analysis of a reaction wheel assembly including gyroscopic effects in its acceleration. *Journal of Sound and Vibration*. 2013;332(22):5748-5765.
- Zhang Z, Aglietti GS, Zhou W. Microvibrations induced by a cantilevered wheel assembly with a soft-suspension system. *AIAA Journal*. 2011;49(5):1067-1079.
- Zhang Z, Aglietti GS, Ren WJ. Microvibration model development and validation of a cantilevered reaction wheel assembly. 2012;226-228:133-137.
- Kim DK. Micro-vibration model and parameter estimation method of a reaction wheel assembly. *Journal of Sound and Vibration*. 2014;333(18):4214-4231.
- Shin YH, Heo YH, Oh SH, Kim DK, Kim KJ, Yong KL. Identification of input force for reaction wheel of satellite by measured action force on decelerating. *Transactions of Korean Society Noise and Vibration Engineering*. 2010;20(3):263-271.
- Kim DK, Oh SH, Yong KL, Yang KH. Numerical study on a reaction wheel and wheel-disturbance modeling. *Journal of Korean Society for Aeronautical & Space Science*. 2010;38(7):702-708.
- Kamesh D, Pandiyan R, Ghosal A. Modeling, design and analysis of low frequency platform for attenuating micro-vibration in spacecraft. *Journal of sound and vibration*. 2010;329(17):3431-3450.
- Kamesh D, Pandiyan R, Ghosal A. Passive vibration isolation of reaction wheel disturbances using a low frequency flexible space platform. *Journal of sound and vibration*. 2012;331(6):1310-1330.
- Zhang Z, Aglietti GS, Le Page BH. Microvibration modelling and testing of a satellite reaction wheel assembly. 10th International Conference on Vibrations in Rotating Machinery, 11-13 September 2012, London,

numerical investigation of coupled microvibration dynamics for satellite reaction wheels. *Journal of sound and vibration*. 2017;386:225-241.

20- Farhid M, Beheshti H, Esgandar HG. Analysis and measurement of micro vibration of reaction wheel. 3rd International Conference of Mechanic and Aerospace, 11 May 2018, Tehran, Iran. Tehran: Iranian Society of Thermal and Refrigeration Engineering; 2018. [Persian]

21- Elias LM, Dekens FG, Basdogan I, Sievers LA, Neville T. Methodology for modeling the mechanical interaction between a reaction wheel and a flexible structure. *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers*. 2003;4852:541-556.

22- Taniwaki S, Ohkami Y. Experimental and numerical analysis of reaction wheel disturbances. *JSME International Journal Series C Mechanical Systems, Machine Elements and Manufacturing*. 2003;46(2):519-526.

United Kingdom. Sawston: Woodhead Publishing; 2012.

15- Stabile A, Aglietti GS, Richardson G, Smet G. Design and verification of a negative resistance electromagnetic shunt damper for spacecraft micro-vibration. *Journal Sound and Vibration*. 2017;386:38-49.

16- Masterson RA, Miller DW, Grogan RL. Development and validation of reaction wheel disturbance models: empirical model. *Journal of sound and vibration*. 2002;249(3):575-598.

17- Elias LM. A structurally coupled disturbance analysis method using dynamic mass measurement techniques, with application to spacecraft-reaction wheel systems [dissertation]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology; 2001.

18- Zhao Y, Zhang P, Wei C. Measurement and study of disturbance characteristics of reaction wheel assembly. *Journal of Experimental Mechanics*. 2009;24(6):532-538.

19- Addari D, Aglietti GS, Remedina M. Experimental and