

Designing a gyroscopic passive stabilization system for a car in difficult off-road conditions

S. M. H. Hosseini^{1*}, S. Mahjoub Moghadas²

¹ Ph.D. Student, Faculty of Technical & Engineering, University of Imam Hossein, Tehran, Iran

Email:smh.hosseini@ihu.ac.ir

² *Associate Professor, Faculty of Technical & Engineering, University of Imam Hossein, Tehran, Iran

Email:smahjoubmoghadas@ihu.ac.ir

HIGHLIGHTS

- Passive stabilization using the gyroscopic effect is very inexpensive.
- Threshold torque is the maximum applied torque below which only precession appears.
- Determining the amount of threshold torque in passive stabilization is very important.

ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 11 April 2025

Received in revised form: 25May 2024

Accepted: 08 June 2025

Available online: 09 July 2025

Keywords:

Threshold torque

Passive Stabilization

Gyroscope

Off road

Difficult Conditions

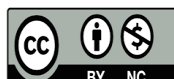
GRAPHICAL ABSTRACT



ABSTRACT

Military vehicles are designed for very harsh conditions where they lose some of their efficiency. In order to maintain the efficiency of military vehicles and accompanying equipment, various designs are made that must be cost-effective. The challenge that exists is how to install a shooting range on a military vehicle and use it while moving in such a way that the shooting accuracy is acceptable. The existing stabilizer technologies are very expensive and are not economical compared to the value of cars and weapons. Therefore, passive stabilization method using gyroscopic effect should be adopted. In this method, a large flywheel with high rotational speed is used. The basic condition of using this method is to determine the number of flywheels and the number of frames used for the connection between the flywheel and the driver. In this research, according to the environmental conditions, a new model of aircraft frames and wheels is presented. This model has the ability to resist rotational stimulation in two directions. Its appropriate Lagrangian equation has been derived. After that, the main challenge is to calculate the tolerance threshold of applied stimuli. The laboratory model to solve this problem and the numerical simulation results are presented. At the end, suggestions for continuing research aimed at dealing with provocations in other directions, especially displacement, are presented.

Cite this article: Hosseini S.M.H , Mahjoub Moghadas S. Designing a gyroscopic passive stabilization system for a car in difficult off-road conditions. Journal of Aerospace Mechanics. 2025; 21(2):1-13. DOI: <https://doi.org/10.47176/MAJ.2025.1464>



Publisher: Imam Hossein University.
© The Author(s).

1. Introduction and Problem Statement

Military vehicles, including armored personnel carriers, light tactical vehicles, and main battle tanks, are fundamentally designed to operate in unforgiving environments characterized by rough terrain, high vibrations, and sudden impulsive loads. These conditions invariably degrade the operational efficiency of onboard systems, with weapon platforms being particularly susceptible. The capability to engage targets accurately while on the move a key tactical advantage known as "shoot-on-the-move" is critically dependent on the stability of the weapon mount. Unstable platforms lead to significant targeting errors, wasted ammunition, and increased vulnerability in combat situations.

The contemporary solution to this challenge involves active stabilization systems. These systems typically employ a combination of sensors (e.g., gyroscopes, accelerometers), a real-time controller, and hydraulic or electric actuators to dynamically adjust the weapon's position and counteract vehicle motion. While highly effective, these systems are characterized by their high complexity, substantial power requirements, and, most notably, exorbitant cost. For many military applications, especially involving light vehicles or standardized weapon systems, the cost of such advanced stabilizers can be disproportionate to the value of the vehicle and armament itself, rendering them an economically unviable option for large-scale deployment.

This research, therefore, addresses a clear and present need for a cost-effective, reliable, and mechanically robust stabilization solution. The primary objective is to investigate, design, and analyze a passive stabilization system that utilizes the fundamental principles of the gyroscopic effect. This approach foregoes complex electronics and actuators in favor of a purely mechanical solution centered on a spinning flywheel, offering the potential for reduced cost, simplified maintenance, and enhanced durability in field conditions.

2. Theoretical Foundation: Gyroscopic Stabilization

The proposed system is grounded in the well-established physics of gyroscopic rigidity and precession. A gyroscope, in its simplest form, is a spinning rotor (flywheel) mounted within one or more gimbals, allowing it to rotate freely about one or more axes. The system exhibits two key properties:

1. **Rigidity in Space:** A spinning gyroscope tends to maintain the orientation of its spin axis in inertial space, resisting external torques that attempt to change its direction.
2. **Precession:** When an external torque is applied to change the orientation of the spin axis, the gyroscope responds by rotating about an axis perpendicular to both the spin axis and the torque axis.

The passive stabilization system harnesses the **rigidity in space** property. By mounting a high-inertia flywheel spinning at a very high angular velocity on the weapon platform, the system creates a stable reference frame. When the vehicle chassis pitches and rolls due to terrain undulations, the gyroscope's inherent resistance to this motion generates a counter-torque that dampens the movement of the weapon mount, thereby maintaining its alignment relative to the inertial frame rather than the moving vehicle.

The fundamental equation governing this behavior is derived from the conservation of angular momentum. The angular momentum (L) of the flywheel is given by:

$$L = I\omega$$

where I is the flywheel's moment of inertia and ω is its angular velocity vector. A torque (τ) applied to the system is related to the rate of change of angular momentum:

$$\tau = dL/dt$$

This relationship is the cornerstone for analyzing the system's response to disturbances.

3. Proposed System Architecture and Mathematical Modeling

A critical design decision in gyroscopic stabilizers is the configuration of the gimbal system, which determines the degrees of freedom in which the gyroscope can provide stabilization. Existing simple systems often stabilize in only one plane (e.g., roll). This research proposes a novel multi-gimbal architecture designed specifically to provide simultaneous stabilization against rotational disturbances in two primary axes: pitch and roll.

3.1. System Configuration:

The proposed model consists of:

- **A Single, Large Flywheel:** Opting for one high-performance flywheel over multiple smaller ones simplifies the mechanical design and can concentrate the angular momentum for greater effect. This flywheel is designed for high rotational speed to maximize its angular momentum.
- **A Two-Frame Gimbal System:** The flywheel is housed within a dual-gimbal arrangement. The inner gimbal allows for rotation about the pitch axis, while the outer gimbal allows for rotation about the roll axis. This configuration mechanically decouples the flywheel from the vehicle's pitch and roll motions, allowing it to act as the stable base.

The "driver" (weapon mount) is attached to the outer gimbal structure. The connection between the flywheel's gimbal and the weapon mount incorporates tuned torsional springs and dampers, which are crucial for absorbing energy and preventing uncontrolled precessional oscillations.

3.2. Dynamical Modeling using Lagrangian Mechanics:

To accurately predict the system's behavior, a dynamical model was essential. The Lagrangian method ($L = T - V$), where T is the kinetic energy and V is the potential energy of the system, was employed. This energy-based approach is particularly powerful for complex, multi-body systems with constraints.

The Lagrangian equation for a system is:

$$d/dt (\partial L / \partial \dot{q}_i) - \partial L / \partial q_i = Q_i$$

where q_i are the generalized coordinates (in this case, the pitch and roll angles of the gimbals), \dot{q}_i are the generalized velocities, and Q_i are the generalized forces (including non-conservative forces like damping).

The derived Lagrangian equations for this specific two-gimbal system incorporate:

- The kinetic energy of the rapidly spinning flywheel.
- The potential energy stored in the torsional spring elements.
- The Rayleigh dissipation function to account for viscous damping in the gimbal bearings and dedicated dampers. This resulted in a set of coupled, second-order non-linear differential equations that describe the motion of the gimbal-flywheel system in response to external torques imposed by the vehicle's movement.

4. Analysis of Tolerance Threshold and Simulation Results

The primary analytical challenge following the derivation of the equations of motion was to determine the **tolerance threshold**—the maximum amplitude and frequency of rotational disturbances (stimuli) that the system can effectively mitigate before its performance degrades unacceptably.

The derived Lagrangian equations were implemented in a numerical simulation environment (e.g., MATLAB/Simulink). The vehicle's motion was modeled as a series of sinusoidal pitch and roll inputs with varying amplitudes and frequencies, simulating traversal over different types of terrain (e.g., smooth road, cross-country trail, severe bumps).

5. Laboratory Validation and Experimental Setup

To validate the numerical model, a scaled laboratory prototype was constructed. The experimental setup consisted of:

- A servo-controlled platform to replicate vehicle pitch and roll motions.
- A scaled flywheel made of high-density material, driven by a high-speed electric motor.
- A two-axis gimbal mechanism instrumented with high-resolution encoders to measure gimbal angles.
- A mock weapon mount equipped with an inertial measurement unit (IMU) to directly measure the residual motion after stabilization.

The experimental results showed a strong correlation with the numerical simulations. The prototype consistently reduced the transmitted pitch and roll motions within the predicted tolerance threshold, thereby confirming the practical feasibility of the proposed design. Minor discrepancies between the model and the experiment were attributed to factors like bearing friction and air resistance on the flywheel, which were idealized in the initial mathematical model.

6. Conclusion and Future Research Directions

This research has successfully established the theoretical and practical foundation for a cost-effective, passive gyroscopic stabilizer for military vehicle weapon platforms. The novel two-gimbal configuration, coupled with a comprehensive Lagrangian dynamics model, provides a robust framework for designing such systems. The numerical simulations and laboratory prototype have conclusively demonstrated the system's ability to mitigate two-axis rotational disturbances within a defined and calculable operational envelope.

The proposed system presents a compelling alternative to expensive active stabilizers, particularly for applications where cost, simplicity, and reliability are paramount.

Suggestions for Future Work:

To advance this technology, the following research avenues are proposed:

1. **Expansion to Multi-Directional Stabilization:** The most significant extension of this work is to address provocation in the third rotational axis (yaw) and, more challengingly, **translational displacements** (heave, sway, surge). This could involve investigating a multi-flywheel configuration oriented along orthogonal axes or integrating complementary passive systems like tuned mass dampers to handle linear shocks and vibrations.
2. **Adaptive and Semi-Active Systems:** Future iterations could explore semi-active damping, where the damping coefficient of the gimbal joints can be electronically adjusted in real-time based on the immediate terrain profile. This would blend the cost-effectiveness of a passive core with enhanced adaptability, without the full cost of a fully active system.
3. **Flywheel Material and Bearing Technology Research:** Investigating advanced composite materials for the flywheel to achieve higher rotational speeds safely, and the use of magnetic bearings to minimize frictional losses, would significantly boost system performance and efficiency.
4. **System Integration and Field Testing:** The final and most critical step is the integration of a full-scale prototype onto a actual military vehicle for rigorous field testing under realistic operational conditions to validate long-term durability and performance.

سامانه پایدارسازی غیرفعال ژيروسکوپی طراحی خودروی در شرایط آفرود سخت

سید محمد حسینی^۱، سعید محبوب مقدس^{۲*}

^۱دانشجوی دکتری، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران. رایانامه: smh.hosseini@ihu.ac.ir
^۲دانشیار، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران رایانامه: smahjoubmoghadass@ihu.ac.ir

چکیده گرافیکی



برجسته‌ها

- پایدارسازی غیرفعال با استفاده از اثر ژيروسکوپی بسیار ارزان است.
- گشتاور آستانه حداکثر گشتاور اعمالی است که به ازای مقادیر کمتر از آن فقط حرکت پیشروش ظاهر می‌گردد.
- تعیین میزان گشتاور آستانه در پایدارسازی غیرفعال بسیار مهم است.

چکیده

خودروهای نظامی برای شرایط بسیار سختی طراحی می‌شوند که در آن بعضی از کارایی‌های خود را از دست می‌دهند. برای حفظ کارایی خودروهای نظامی و ادوات همراه طراحی‌های مختلفی می‌شود که باید هزینه آن به‌صرفه باشد. چالشی که وجود دارد این است که چگونه می‌توان تیرباری را روی خودروی نظامی نصب نمود و در حین حرکت از آن استفاده نمود به‌نحوی که دقت تیراندازی قابل قبول باشد. فناوری‌های موجود پایدارساز بسیار گران هستند و نسبت به ارزش خودرو و سلاح صرفه اقتصادی ندارند. بنابراین باید روش پایدارسازی غیرفعال با استفاده از اثر ژيروسکوپی را اتخاذ نمود. در این روش از چرخ طیار بزرگ با سرعت دورانی بالا استفاده می‌شود. شرط اساسی استفاده از این روش تعیین تعداد چرخ‌های طیار و تعداد قاب‌های مورد استفاده برای ارتباط بین چرخ طیار و محرک است. در این تحقیق با توجه به شرایط محیطی مدلی جدید از قاب‌ها و چرخ‌های طیار ارائه شده است. این مدل توانایی مقاومت در برابر تحریکات دورانی در دو راستا را دارد. معادله مناسب لاگرانژی آن استخراج شده است. پس از آن چالش اصلی محاسبه آستانه تحمل تحریکات اعمالی توسط سامانه است. این موضوع مهم‌ترین نوآوری این پژوهش است. مدل آزمایشگاهی حل این مسئله و نتایج شبیه‌سازی عددی ارائه شده است. در انتها پیشنهادها برای ادامه تحقیقات باهدف مقابله با تحریکات در راستاهای دیگر علی‌الخصوص جابجایی ارائه می‌گردد.

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی
دریافت: ۱۴۰۴/۰۱/۲۲
بازنگری: ۱۴۰۴/۰۳/۰۵
پذیرش: ۱۴۰۴/۰۳/۱۸
ارائه آنلاین: ۱۴۰۴/۰۴/۱۷

کلیدواژه‌ها:

گشتاور آستانه
پایدارسازی غیرفعال
ژيروسکوپ
آفرود
شرایط سخت

۱- مقدمه

می‌کند تا در این زمینه کارکرده و مدل‌های جدیدی ارائه کنند [۴].

بارنز در سال ۱۹۷۱ به معادلات پایدار حرکت برای یک چارچوب پایدار شده با ژيروسکوپ به صورت سه‌بعدی پرداخت [۵]. اوزوباماتوف و همکاران در سال ۲۰۱۸ بیان می‌کنند که ویژگی اصلی دستگاه‌های ژيروسکوپی، حفظ محور چرخش یک موتور است که یک مدل ریاضی بر اساس اصل تغییر در حرکت زاویه‌ای آن توسعه دادند. آن‌ها بیان داشتند که تحقیقاتشان نشان می‌دهد که منشأ خواص ژيروسکوپ پیچیده‌تر از آن است که تاکنون در مقالات شناخته شده است. آن‌ها گشتاور اعمال شده در یک ژيروسکوپ را ناشی از نیروهای گریز از مرکز، کوریولیس، لختی و تغییر در حرکت زاویه‌ای تولید شده به وسیله عناصر توده‌ای و مرکزی ناشی از چرخش موتور بیان نمودند [۶]. همچنین اوزوباماتوف در سال ۲۰۱۹ بیان داشته است که اصل بقای انرژی، عملکرد سیستم گشتاور داخلی و خارجی بر روی دستگاه‌های ژيروسکوپی، مدل‌سازی جدید آن‌ها و توصیف تمامی اثرات ژيروسکوپی را میسر می‌سازد [۷].

تانریوردی به دنبال یافتن پاسخ این سؤال بود که در یک ژيروسکوپ ممکن است جهت پیشروش عوض شود؟ دو مورد ساده و یک مورد خاص در این مقاله برای ژيروسکوپ مورد بررسی قرار می‌گیرد [۸] و در ادامه‌ی این کار وی به بررسی حرکت ژيروسکوپی به همراه حفظ مومنتوم زاویه‌ای پرداخته است [۹].

این تحقیقات مباحث بنیادین اثر ژيروسکوپی را مورد بررسی قرار داده‌اند اما از جنبه‌های کاربردی ژيروسکوپ، مباحث حوزه کنترل و پایداری است که در ادامه به تحقیقات این حوزه نیز پرداخته می‌شود.

مهم‌ترین و اولین کاربرد ژيروسکوپ‌ها ثابت نگه داشتن محور جهت چرخش موتور یا چرخ طیار است. به نظر می‌رسد که بیشترین حجم از تحقیقات علمی ژيروسکوپ مربوط به کاربری ژيروسکوپ در حس‌گرها و مباحث مربوط به سیستم‌های کنترلی با حس‌گرهای ژيروسکوپی است. داتا و همکارش به ارائه روشی برای حل مسائل مقدار ویژه نسبی این نوع از سیستم‌های کنترلی پرداختند [۱۰]. زانگ و همکارش نیز به بررسی خطا در این

ژيروسکوپ‌ها با توجه به عملکردشان به دو نوع کلی مکانیکی و نوری تقسیم می‌شوند. ژيروسکوپ‌های مکانیکی اختلاف زاویه راستای چرخش طیار را نسبت به راستای عمود مرجع ثابت نگه می‌دارد. بنابراین اختلاف زاویه نسبت به سطح مرجع می‌تواند اندازه گرفته شود. نوع دیگر ژيروسکوپ‌ها، نوری هستند که معمولاً لیزری حلقوی هستند. در این نوع دو پرتو لیزر را در یک مسیر دایره‌ای حلقوی که به وسیله فیبر نوری ساخته شده است، ارسال می‌کنند. اگر مسیر چرخش پرتوها دارای ناوش باشد، اختلاف فاز دو پرتو لیزر اندازه‌گیری می‌شود. این امر با توجه به این قضیه که سرعت نور ثابت می‌ماند انجام می‌گیرد. گاهی مسیر حلقوی مثلث یا مربع هستند که با استفاده از آینه‌هایی در گوشه‌ها تولید شده‌اند. ژيروسکوپ‌های نوری به عنوان یک پیشرفت بزرگ نسبت به ژيروسکوپ‌های مکانیکی به حساب می‌آید چراکه فرسایشی نداشته و علاوه بر قابلیت اعتماد بالا از حجم کمی نیز برخوردار هستند. پس از معرفی ژيروسکوپ‌های حلقوی، ویژگی‌های دیگری از ژيروسکوپ‌ها انتظار می‌رفت به همین دلیل ژيروسکوپ‌های میکرو الکترومکانیکال به منظور تولید ادوات حساس‌تر و کوچک‌تر مورد توجه قرار گرفتند. کاربردهای این نوع از ژيروسکوپ شامل ناوبری در زمانی که قطب‌های مغناطیسی کار نمی‌کنند (مانند تلسکوپ هابل) و یا به اندازه کافی دقیق نیستند و یا برای پایدارسازی ماشین‌های پرنده مثل بالگردهای هدایت‌شونده توسط رادیو و یا پهپادها به منظور عکس‌برداری‌های هوایی است. به دلیل دقت بالاتر، ژيروسکوپ‌ها همچنین در حفظ جهت در معدن کاری تونل‌ها هم به کار می‌روند [۱-۳].

در بررسی پدیده اثر ژيروسکوپی به‌غیر از هندسه آن، اثر وضعی پدیده نیز بسیار مورد توجه و اهمیت است. اثر وضعی ژيروسکوپی در بسیاری از محاسبات مهندسی قطعات چرخشی استفاده می‌شود. تحقیقات متعدد نشان‌دهنده این است که مدل‌های ریاضی مختلف، بر اساس قانون انرژی جنبشی و نرخ تغییر در حرکت زاویه‌ای یک موتور چرخان است. تئوری ژيروسکوپ هنوز بسیاری از محققان را جذب

شکل و دوچرخ طیار با جهت‌های چرخش مخالف است، می‌پردازد. کل سیستم با پنج مختصات ثابت و دو مختصات چرخان توصیف‌شده و مدل ریاضی سارسوچ، گلونک، ادامانا، چن و دو در این خصوص صورت گرفته است [۱۶-۱۲]. با توجه به اینکه پایداری تأثیر شگرفی برافزایش قابلیت‌های عملکردی سامانه‌ها دارد، استفاده از سیستم کنترلی با حسگر ژيروسکوپي در موارد مختلفی گزارش شده است. نکته مهم این است که این گزارش‌ها به موضوع تثبیت قاب تأکید دارند، به طوری که ژانگ به یک چارچوب (قاب) مستقل ثابت سه محوره که جزء اصلی یک سامانه سنجش از راه دور هوایی است، پرداخته است [۱۷]. نتو نیز به چهارچوبی مشابه ژانگ با کاربری مشابهی پرداخته است. وی در این مقاله یک حالت نصب جدید پیشنهاد کرده است [۱۸]. از مهم‌ترین کاربردهای این سیستم‌های پایداری حوزه نظامی است. در این نوع از تحقیقات مهم‌ترین بحث کالیبراسیون و کاهش خطا است که تحقیقات کوروبا [۱۹] و [۲۰] این موضوع را به خوبی نشان می‌دهد. این تحقیقات نشان می‌دهند که استفاده از یک سیستم کنترلی پایداری ژيروسکوپي چقدر کار آبی یک خودروی نظامی را ارتقا می‌دهد. در این تحقیقات هدف پایداری و کنترل تجهیزات یک سامانه پدافند هوایی بوده است

بنا بر تحقیقات مرور شده چند موضوع مطرح می‌شود. از سیستم پایداری کنترلی برای تثبیت قاب می‌توان استفاده نمود و این قاب پایدار شده برای استقرار سامانه‌ای نظامی استفاده نمود. اگر سامانه نظامی نظیر تجهیزات ضد هوایی باشد توجیه اقتصادی وجود دارد چراکه هزینه ساخت برای بهینه‌سازی نتایج ارائه‌شده است [۲۷]. ژانگ و همکاران به پایداری قاب‌های سه‌گانه پایدارکننده با یک حالت نصب جدید از چرخ طیار پرداختند [۲۸].



شکل ۱ مانور ناگهانی در حین حرکت



سیستم‌ها پرداختند [۱۱]. مسئله خطا در این سیستم‌های کنترلی موضوع کالیبراسیون حسگرها را پراهمیت نموده است و به همین دلیل تحقیقات بسیار زیادی توسط افرادی همچون

سیستم پایداری و کنترلی در مقابل تجهیز نظامی مقرون‌به‌صرفه است. اما مسئله‌ای که وجود دارد این است که چگونه می‌توان ارتقاء کار آبی یک خودرو نظامی با تجهیزات ارزان‌قیمت نظامی نظیر تیربارهای سبک در عین توجیه اقتصادی داشت. این مسئله چیزی است که در این مقاله به آن پرداخته شده است. برای این هدف در وهله اول باید پایدارسازی غیرفعال با استفاده از اثر ژيروسکوپي بجای حسگرهای ژيروسکوپي سیستم‌های فعال را بررسی نمود.

۲- پایدارسازی غیرفعال

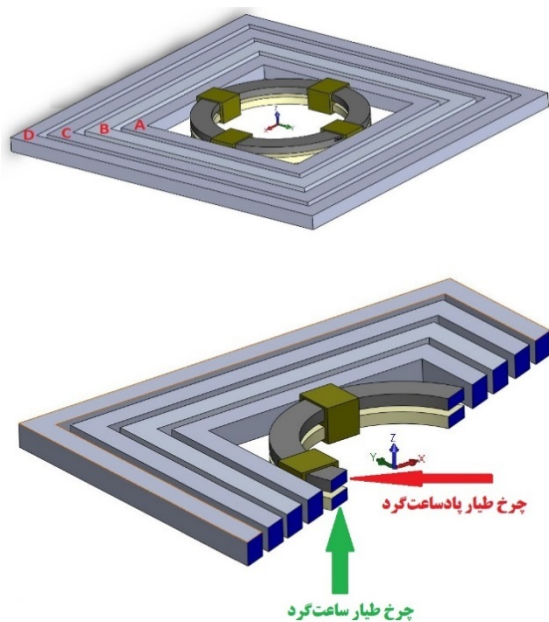
با توجه به مباحث اقتصادی استفاده از سیستم غیرفعال مزیت بسیار بالاتری نسبت به سیستم‌های فعال دارد. در این نوع از تحقیقات، پایدارسازی به‌وسیله‌ی فیزیک چرخ طیارهای بزرگ و سنگین صورت می‌پذیرد. در این زمینه تحقیقات کمتری صورت گرفته است اما همین تحقیقات به‌خوبی نشان می‌دهند که زمینه برای تحقیقات علمی بسیاری وجود دارد. در این خصوص پولو و همکاران [۲۱] به ابداع یک مدل ریاضی تعمیم‌یافته برای تجزیه و تحلیل رفتار غیرخطی ژيروسکوپ کنترلی شده در گیمبال‌ها پرداختند. آن‌ها تأثیر تغییرات متغیرها بر پایداری و رفتار دینامیکی یک چرخ طیار در گیمبال را مورد بررسی قرار داده‌اند. بحث مدل‌سازی و معادلات دینامیکی دستگاه‌هایی که فیزیک ژيروسکوپ و چرخ طیار آن اهمیت دارد، بسیار سخت و پیچیده است. این موضوع باعث گردیده است دانشمندان و محققین اخیر توجه خود را به توسعه‌ی روابط ریاضی معطوف سازند. اوزوباماتوف [۲۲-۲۶] تحقیقات خود را در این موضوع متمرکز نموده است. وی در سال‌های اخیر به‌طور صریح به موضوع مدل‌سازی ریاضی ژيروسکوپ پرداخته است و روابط قبلی را با توجه به نیازهای جدید ناکارآمد می‌داند و به توسعه‌ی روابط جدید برای ژيروسکوپ پرداخته است. ووتروپک به تثبیت یک چارچوب که شامل یک قاب متوازی‌الاضلاع

۳. دوران‌های وارده (متناظر با شکل ۳ و ۴)

این سه نوع تحریک یا اثر خارجی با توجه به اینکه بسیار کلی نگرانه هستند و بررسی هر سه باهم بسیار پیچیده گردد، اولویت‌بندی آن‌ها بسیار اهمیت دارد. در این تحقیق اولویت‌بندی بر این اساس صورت گرفته است که امکان تحقیقات تجربی لازم برای تولید فناوری نهایی میسر شود و مدل‌سازی صورت گرفته بر این اساس است که اثرات خارجی اولویت‌دار بررسی نظری شود تا در تحقیقات آتی بررسی تجربی آن و سایر اثرات خارجی مورد مطالعه قرار گیرند. بر این اساس مدل پیشنهادی در بخش بعد تشریح خواهد گردید.

۴- مدل طراحی شده

با توجه به سه قاعده‌ای که از مرور ادبیات موضوعی پایداری غیرفعال به‌دست‌آمده و همچنین سه چالش اساسی‌ای که خودروهای نظامی با آن مواجه هستند مدل کلی زیر پیشنهاد می‌شود.



شکل ۵ مدل مورد استفاده

در شکل ۵ مدل مورد استفاده شده دارای ۴ قاب است که قاب D به شاسی خودرو متصل می‌شود و سلاح به قاب A متصل می‌شود. اتصال این دو قاب به‌طور کامل صلب در نظر گرفته شده است یعنی قاب D نسبت به خودرو و



شکل ۳ شیب بسیار تند



شکل ۴ مانع نامتعارف

تصاویر ۱ الی ۴ مربوط به میدان استاندارد آزمایش خودروهای نظامی است. این تصاویر به‌خوبی نشان می‌دهند که یک خودروی نظامی در چه شرایطی باید قادر باشد اجرای عملیات نماید. نکته مهم و جالب‌توجه این است که از منظر فیزیک نظری یک خودروی نظامی در معرض جابجایی‌های وضعی قرار دارد که به‌مراتب از خودروی معمولی بیشتر است. همین مسئله باعث می‌شود یکی از چالش‌های اصلی طراحی سیستم پایداری ظاهر گردد. در خودروهای معمولی و حتی خودروهای نظامی حامل تجهیزات مهم جابجایی‌های وضعی در حد دامنه پاسخ سیستم تعلیق خودرو است و به‌هیچ‌وجه این جابجایی‌ها از حد مقدار جابجایی سیستم تعلیق خودرو بیشتر نیست. اما در یک خودروی نظامی تاکتیکی هم اثر شتاب‌ها نظیر شکل ۱ اهمیت دارد و هم اثر دوران یا جابجایی نظیر شکل ۲ و ۳ اهمیت دارد و سیستم پایداری باید بتواند عکس‌العمل مناسبی در برابر این اثرات خارجی ظاهر نماید.

بنابراین بررسی اثرات خارجی نشان می‌دهد که باید بین موضوعات زیر اولویت‌بندی در طراحی ایجاد نمود:

۱. شتاب‌های وارده (متناظر با شکل ۱ و یا سیستم‌های تعلیق)
۲. جابجایی‌های وارده (متناظر با شکل ۲)

تحقیق و بررسی نمود. در مورد اتصال لولا کنار قاب نیز باید توجه نمود که این اتصال علاوه بر یک درجه آزادی دورانی، با توجه به طول اضلاع قاب می‌تواند یک درجه آزادی جابجایی را هم خنثی نماید. باید توجه نمود علت تأثیر چینش لولاها در نوع درجات آزادی این است که وقتی لولا در وسط قرار می‌گیرد مرکز جرم قاب دیگر امکان جابجایی و حرکت در راستای محورها را ندارد اما زمانی که از چینش لولا در کنار استفاده می‌شود هر قاب علاوه بر اینکه می‌تواند آزادانه دوران داشته باشد، مرکز جرم آن نیز نسبت به محورهای مختصات می‌تواند جابجا شود. این اختلاف اساسی وجه تمایز دو نوع اتصال است.

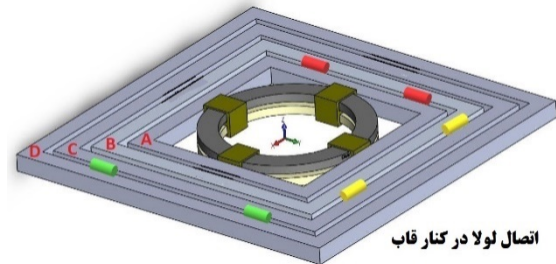
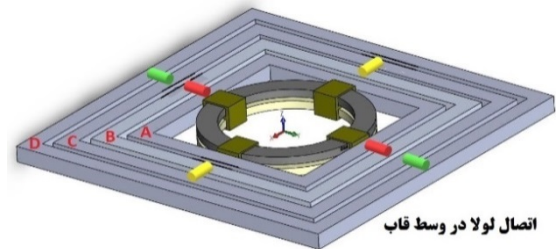
با توجه به تمایز اساسی این دو نوع سیستم اتصال قاب‌ها، بدیهی است که معادلات دینامیکی قاب‌ها با اتصال تمام لولا از وسط ساده‌ترین معادلات حالت برای استخراج معادلات دینامیکی است و به همین دلیل برای شروع تحقیق و ساخت تجهیزات لازم برای آزمایش‌ها تجربی در تحقیقات آتی، بهترین گزینه است. البته باید توجه نمود که بر طبق تجربیات میدانی استفاده از سلاح در حین حرکت خودرو تحت تأثیر تحریکات دورانی بسیار بیشتر از تحریکات جابجایی دچار چالش در نشانه‌گیری هدف می‌شود بنابراین در این مرحله تحریکات دورانی نسبت به تحریکات جابجایی اولویت داده می‌شود تا پس‌از آن تحقیقات نظری و آزمایش‌ها تجربی در صورتی که دستاورد کافی نبود از مدل‌های پیچیده‌تر برای رسیدن به نتایج مطلوب‌تر استفاده نمود.

همان‌طور که اشاره شد در این مقاله به مدل ۴ قاب با دوچرخ طیار و با اتصالات لولا وسط پرداخته می‌شود. در بخش بعد معادلات دینامیکی حاکم بر آن استخراج می‌گردد.

۵- معادلات دینامیکی مدل

با توجه به اینکه نیروهای ناپایستار در این مسئله نظیر اصطکاک و مقاومت هوا (مؤثر بر سرعت دورانی چرخ طیار) چندان قابل‌توجه نیستند و از آن حداقل در وهله

سلاح نسبت به قاب A هیچ درجه آزادی اعم از جابجایی و دورانی ندارد. در چنین مدلی اتصال داخلی قاب‌ها به یکدیگر دو نوع کلی زیر می‌تواند باشد.



شکل ۶ دو نوع اتصال قاب‌ها به یکدیگر

همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود بین ۴ قاب سه اتصال ممکن است که این اتصال‌های لولاهایی هستند که هم می‌تواند در وسط دو قاب و هم در کنار دو قاب نصب شود.

در شکل ۶ دو نوع کلی چینش لولا نشان داده شده است و می‌توان بر اساس آن اقسام مختلفی از مدل‌های دیگر که ترکیبی از چینش این دو نوع لولا بندی است را به وجود آورد که در حالت کلی ۲ (تعداد حالت لولا بندی قاب‌ها) به توان ۳ (تعداد قاب‌ها) یعنی ۸ حالت ممکن است. از این ۸ حالت ممکن در این مقاله به حالت اول آن که تمامی لولاها در وسط قرار دارند بررسی می‌شود.

ایده اصلی این مدل با این دو طرح کلی چینش لولا این است که هر اتصال در حالت لولا وسط امکان عبور حرکت دورانی از قاب بیرونی به قاب داخلی را نمی‌دهد بنابراین با توجه به اینکه سه اتصال در دو راستای کلی مرجع X و Y هستند، امکان عبور حرکت یا همان تحریک دورانی از قاب D به A وجود ندارد. این نکته مسئله‌ای است که باید با استخراج معادلات دینامیکی حاکم بر این مدل آن را

اطلاعات مربوط به درجات آزادی در نظر گرفته شده برای مدل در جدول زیر نشان داده شده است.

جدول ۱ درجات آزادی در نظر گرفته شده هر المان مدل

x_D	قاب D
y_D	
z_D	
θ_D	
ψ_D	
φ_D	
ψ_C	قاب C
θ_B	قاب B
ψ_A	قاب A
φ_{FW_1}	چرخ طیار ۱
φ_{FW_2}	چرخ طیار ۲

بر اساس این درجات آزادی و نمادگذاری صورت گرفته تابع لاگرانژ به صورت زیر استخراج می‌گردد

با استفاده از این تابع لاگرانژ معادلات به صورت زیر استخراج می‌گردند که تنها یکی از درجات آزادی جواب بدیهی دارد و بقیه درجات آزادی جواب صفر دارند و این یعنی اینکه تابع لاگرانژ استخراج شده نتوانسته است اثر ژيروسکوپی را مدل نماید.

$$\ddot{z}_D = -g \quad (4)$$

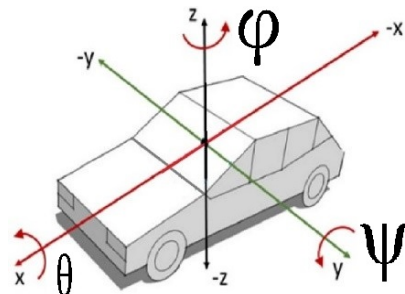
برای اینکه بتوان تابع لاگرانژ بهتری استخراج نمود که جواب بدیهی تولید ننماید باید درجات آزادی را کم کرد تا حرکات به یکدیگر مقید گردند. یعنی اینکه باید درجات آزادی دو چرخ طیار را به دو قاب‌های بیرونی که می‌توانند بر آنها اعمال گشتاور مخالف نمایند مقید نمود. برای این هدف باید از روابط کار و انرژی استفاده کرد [۲۹].

$$U_{1-2} = \Delta T + \Delta V \quad (5)$$

$$U_{1-2} = \int_1^2 \mathbf{M} \cdot d\boldsymbol{\alpha} = \Delta T \rightarrow \quad (6)$$

اول و پیش از رسیدن به مرحله آزمون تجربی صرف نظر شده است، از روش لاگرانژ برای به دست آوردن معادلات دینامیکی حاکم بر مسئله استفاده می‌شود. علت صرف نظر کردن از اصطکاک اتصالات داخلی و مقاومت هوا فقط به دلیل ساده‌سازی نیست بلکه اهمیت توجه به آن بر اساس شرایط عملیاتی تعیین می‌شود. برای مثال اگر در تجربیات میدانی مشخص شود که لازم است چرخ طیار دارای دور بالایی باشد آنگاه می‌توان قابی که چرخ طیار به آن متصل است را به صورت محفظه‌ای طراحی نمود تا با ایجاد شرایط خلأ در آن شرایط مطلوب و نزدیک به محاسبات نظری را فراهم نمود.

دستگاه مختصات مرجع مورداستفاده در استخراج معادلات در مرکز جرم قاب‌ها که تقریباً همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، در یک نقطه به صورت واقعی قرار دارند. جهت گرانج نیز مخالف محور Z است. نمادگذاری جهات و دوران حول هریک از محورها در شکل زیر مشخص شده است.



شکل ۷ نماد مورداستفاده هر درجه آزادی در معادلات

روابط مربوط به روش لاگرانژ در [۲۹] به صورت زیر است:

$$L = T - V \quad (1)$$

$$\sum_i \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{x}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial x_i} = 0 \quad (2)$$

در این معادلات T انرژی جنبشی و V معرف انرژی پتانسیل سیستم است و به تعداد درجات آزادی مستقل در نظر گرفته شده یعنی i معادله از روش لاگرانژ استخراج می‌گردد.

باقی مانده که منجر به پایداری می شود. بنابراین در اینجا باید سرعت دورانی چرخ های طیار را بر اساس گشتاور اعمالی باز نویسی نمود که برای آن از رابطه معروف اثر ژيروسکوپی استفاده می شود [۲۹]. با جایگذاری رابطه ۱۵ در تابع لاگرانژ معادله به صورت زیر استخراج می شود: توجه به اینکه ممان اینرسی قاب A به عنوان ضریب درجه آزادی دورانی قاب D حول z ظاهر شده است یعنی اینکه این مدل توانایی مقاومت در برابر تحریکات در این راستا را ندارد. به همین ترتیب با توجه به اینکه ممان اینرسی چرخ های طیار به عنوان ضرایب درجات آزادی دو قاب A و B ظاهر شده است یعنی اینکه چرخ طیارها با تحریکات در راستای این دو درجه آزادی مقاومت می کنند. مقدار این مقاومت بستگی به میزان حداکثر مقدار گشتاور اعمالی با توجه به مشخصه های دینامیکی چرخ های طیار دارد که در بخش بعد به محاسبه آن پرداخته می شود. نکته مهم دیگر این است که این مدل در حالت اولیه پایداری لازم را دارد اما اگر شرایط واقعی تحلیل شود لازم است تا یک جرم متمرکز خارج از مرکز همرسی جرم های موجود در مدل، قرار داده شود. برای این منظور فرض می شود جرم متمرکز m_e با نامیزانی e در راستای z نسبت به مرکز جرم قاب A متصل شود. تابع لاگرانژ در این حالت به صورت زیر است:

$$L = \frac{1}{2}(m_D + m_C + m_B + m_A + m_{FW_1} + m_{FW_2})(\dot{x}_D^2 + \dot{y}_D^2 + \dot{z}_D^2) + \frac{1}{2}(I_{xxD} + I_{xxC})\dot{\theta}_D^2 + \frac{1}{2}I_{yyD}\dot{\psi}_D^2 + \frac{1}{2}(I_{zzD} + I_{zzC} + I_{zzB} + I_{zzA})\dot{\phi}_D^2 + \frac{1}{2}(I_{xxB} + I_{xxA} + I_{xxFW_1} + I_{xxFW_2})\dot{\theta}_B^2 + \frac{1}{2}(I_{yyC} + I_{yyB})\dot{\psi}_C^2 + \frac{1}{2}(I_{yyA} + I_{yyFW_1} + I_{yyFW_2})\dot{\psi}_A^2 + \frac{1}{2}I_{zzFW_1}\dot{\phi}_{FW_1}^2 + \frac{1}{2}I_{zzFW_2}\dot{\phi}_{FW_2}^2 - (m_D + m_C + m_B + m_A + m_{FW_1} + m_{FW_2})gz_D \quad (3)$$

$$\dot{\psi} = \frac{M}{Ip} \quad (14)$$

$$\omega_z^2 = p^2 - \frac{1}{2} \frac{M}{Ip} \quad (15)$$

$$H_1 \cdot \omega_1 + \int_1^2 M \cdot d\alpha = H_2 \cdot \omega_2 \quad (7)$$

در رابطه ۷ ω سرعت دورانی جسم قبل و بعد از اعمال گشتاور مخالف است و α میزان دوران کلی جسم پس از اعمال آن است. با توجه به اینکه فاصله ی زمانی بین لحظه ی ۱ تا ۲ و تغییرات مکانی آن بسیار ناچیز است پس می توان از مقدار انتگرال صرف نظر نمود. البته در پدیده اثر ژيروسکوپی محض، فرض بر این است که چرخ طیار جابجایی چندانی در راستای گشتاور ندارد و در سایر جهات نیز برآیند ضرب داخلی چون صفر است، صرف نظر باید کرد. بنابراین معادله به صورت زیر استخراج می گردد

با فرض اینکه ممان اینرسی ها مربوط به جسم متقارن محوری هستند و همچنین که سرعت دورانی چرخ طیار p است، رابطه ۱۱ به صورت زیر توسعه می یابد.

$$2p^2 = \dot{\theta}^2 + \dot{\psi}^2 + 2\omega_z^2 \quad (12)$$

با توجه به حرکت ژيروسکوپی که تغییرات θ یعنی محور اعمال گشتاور مخالف ناچیز است پس مقدار $\dot{\theta}$ صفر است بنابراین معادله به صورت زیر استخراج می گردد:

$$\omega_z^2 = p^2 - \frac{1}{2} \dot{\psi}^2 \quad (13)$$

در حرکت ژيروسکوپی مقدار $\dot{\psi}$ مهم است اما در مدل مورد بررسی به دلیل استفاده از دوچرخ طیار مشابه با سرعت دورانی یکسان اما مخالف یکدیگر مقدار پیشروش توسط یکدیگر خنثی می شود اما گشتاور مقاومی که طبق قانون اول نیوتون عکس العمل گشتاور اعمالی است

گشتاور اعمالی بر چرخ طیار در اثر ژيروسکوپی با لحاظ ضریب اطمینان، کمتر باشد. بنابراین محاسبه مقدار گشتاور آستانه اهمیت بسیاری دارد که در بخش بعد بررسی شده است.

۶- گشتاور آستانه

اولین و مهم‌ترین چالش در پایدارسازی غیرفعال بعد از انتخاب مدل، به دست آوردن مقدار گشتاور آستانه است. گشتاور آستانه حدی از اعمال گشتاور اعمالی بر یک چرخ طیار چرخان است که به ازای مقادیر کمتر از آن حرکت پیشروش محض وجود دارد و اگر بیشتر از آن اعمال گردد محور چرخش در راستای جهت اعمال گشتاور منحرف می‌گردد. با توجه به این تعریف و همان‌طور که در بخش قبل اشاره گردید تحریک وارده تابعی نوسانی دارد بنابراین اهمیت متغیر گشتاور آستانه در این است که دامنه نوسانات باید به نحوی باشد که با لحاظ ضریب اطمینان مناسبی، مدل پیشنهادی ظرفیت تحمل این تحریکات را داشته باشد. همان‌طور که در استخراج معادلات مشخص گردید تنها عاملی که در این مدل با توجه به نگاه لاگرانژی نقش متغیر پتانسیلی دارد، اثر ژيروسکوپی چرخ‌های طیار است. به‌طور حتم هر جسم دوار توان تحمل هر مقدار گشتاور مخالفی را ندارد و در مواجهه با گشتاور مخالف زیاد محور دوران در راستای اعمال گشتاور مخالف حرکت می‌نماید. در معادلات دینامیکی اثر ژيروسکوپی و فرضیات ساده‌سازی آن توجهی به این حد نشده است یعنی اینکه در استخراج رابطه مشهور اثر ژيروسکوپی پیش‌فرض این است که گشتاور مخالف از این حد کمتر است اما کشف مقدار آن نیازمند تحقیقات بنیادی‌تری است. مقدار گشتاور آستانه در روابط دینامیکی کاربرد چندانی ندارد اما برای پایدارسازی غیرفعال بسیار پراهمیت و کلیدی است. از منظر کاربردی پیدا کردن مقدار گشتاور آستانه به دلایل زیر اهمیت دارد:

۱. سلاحی که بر روی این مدل نصب می‌شود در حین استفاده عکس‌العملی دارد که این سامانه باید آن را دفع نماید.

$$L = \frac{1}{2}(I_{xxD} + I_{xxC})\dot{\theta}_D^2 + \frac{1}{2}I_{yyD}\dot{\psi}_D^2 + \frac{1}{2}(m_D + m_C + m_B + m_A + m_{FW_1} + m_{FW_2} + m_e)(\dot{x}_D^2 + \dot{y}_D^2 + \dot{z}_D^2) + \frac{1}{2}(I_{zzD} + I_{zzC} + I_{zzB} + I_{zzA})\dot{\phi}_D^2 + \frac{1}{2}(I_{yyC} + I_{yyB})\dot{\psi}_C^2 + \frac{1}{2}(I_{xxB} + I_{xxA} + I_{xxFW_1} + I_{xxFW_2} + m_e e^2)\dot{\theta}_B^2 + \frac{1}{2}(I_{yyA} + I_{yyFW_1} + I_{yyFW_2} + m_e e^2)\dot{\psi}_A^2 + \frac{1}{2}I_{zzFW_1}p_{FW_1}^2 + \frac{1}{2}I_{zzFW_2}p_{FW_2}^2 - \frac{1}{4}(I_{zzFW_1} + I_{zzFW_2})\left(\frac{M}{I_D}\right)^2 - (m_D + m_C + m_B + m_A + m_{FW_1} + m_{FW_2})gz_D \quad (17)$$

با به دست آوردن این تابع از روش لاگرانژ تعمیم‌یافته باید استفاده نمود تا معادلات حرکت قاب‌های A و B را به دست آورد. مشخصه‌های دینامیکی دوچرخ طیار یکسان در نظر گرفته شده است تا صورت روابط کمی ساده‌تر شود.

$$\left(I_{xxB} + I_{xxA} + I_{xxFW_1} + I_{xxFW_2} + m_e e^2 - \frac{1}{2}(I_{zzFW_1} + I_{zzFW_2}) \right) \ddot{\theta}_B = m_e e \ddot{y}_D \quad (18)$$

$$\ddot{\theta}_B = m_e e \ddot{y}_D / \left(I_{xxB} + I_{xxA} + I_{xxFW_1} + I_{xxFW_2} + m_e e^2 - \frac{1}{2}(I_{zzFW_1} + I_{zzFW_2}) \right) \quad (19)$$

$$M_B = \left[I_{zzT} p m_e e / \left(I_{xxB} + I_{xxA} + I_{xxFW_1} + I_{xxFW_2} + m_e e^2 - I_{zzFW} \right) \right] \dot{y}_D \quad (20)$$

$$\left(I_{yyA} + I_{yyFW_1} + I_{yyFW_2} + m_e e^2 - \frac{1}{2}(I_{zzFW_1} + I_{zzFW_2}) \right) \ddot{\psi}_A = m_e e \ddot{x}_D \quad (21)$$

$$\ddot{\psi}_A = m_e e \ddot{x}_D / \left(I_{yyA} + I_{yyFW_1} + I_{yyFW_2} + m_e e^2 - \frac{1}{2}(I_{zzFW_1} + I_{zzFW_2}) \right) \quad (22)$$

$$M_A = \left[I_{zzT} p m_e e / \left(I_{yyA} + I_{yyFW_1} + I_{yyFW_2} + m_e e^2 - I_{zzFW} \right) \right] \dot{x}_D \quad (23)$$

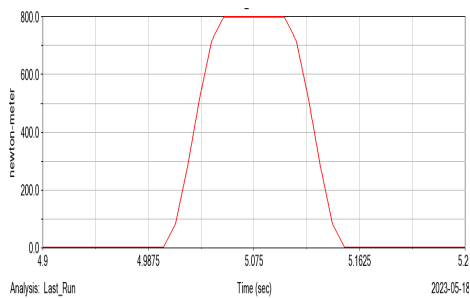
همان‌طور که در روابط ۲۰ و ۲۳ مشاهده می‌شود پاسخ معادلات حاکم بر مدل به‌صورت گشتاوری وارد بر دو قاب داخلی به‌دست‌آمده است که این پاسخ‌ها متناسب با درجات آزادی جابجایی قاب بیرونی D است. با توجه به اینکه دو متغیر \dot{x}_D و \dot{y}_D هر دو نوسانی هستند و گشتاورهای M_B و M_A مقادیری هستند که با اثر ژيروسکوپی خنثی می‌شوند، بنابراین سؤال اساسی این است که حداکثر دامنه قابل‌قبول برای پاسخ نوسانی به‌دست‌آمده چقدر است. این دامنه باید از حداکثر مقدار

در این شکل ابعاد هرکدام از اجزا به شرح زیر است:

جدول ۲: اندازه ابعادی در مدل سازی عددی

المان	اندازه	واحد
طول ۱	۱۰۰۰	mm
جرم ۱	۱/۵۳	kg
طول ۲	۱۵۰۰	mm
جرم ۲	۱	kg
ضخامت ۳	۱۰	mm
جرم ۳	۶۰	kg

برای ایجاد تحریک در مدل از یک پالس ضربه‌ای استفاده شده است. این پالس ضربه‌ای در مدل گشتاوری در جهت پیچ به صورت زیر ایجاد می‌نماید که در تمامی مدل سازی‌های عددی صورت گرفته نمودار یکسان است و فقط مقدار بزرگی گشتاور تغییر می‌نماید.



شکل ۹ نمودار گشتاور وارده برای تحریک مدل

۷- نتایج شبیه سازی عددی

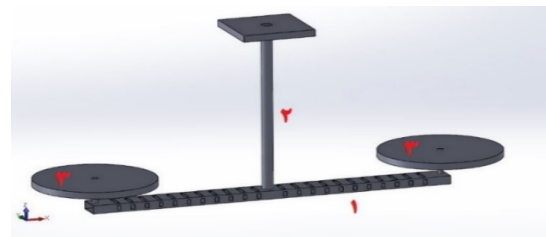
همان طور که در شکل ۸ جهات نمایش داده شده است گشتاور اعمالی طبق ضربه‌ای که در نمودار شکل ۹ ترسیم شده است در جهت گشتاور ایجاد می‌کند بنابراین

$$\begin{aligned}
 L = & \frac{1}{2}(m_D + m_C + m_B + m_A + m_{FW_1} + m_{FW_2})(\dot{x}_D^2 + \dot{y}_D^2 + \dot{z}_D^2) \\
 & + \frac{1}{2}(I_{xx_D} + I_{xx_C})\dot{\theta}_D^2 + \frac{1}{2}I_{yy_D}\dot{\psi}_D^2 \\
 & + \frac{1}{2}(I_{zz_D} + I_{zz_C} + I_{zz_B} + I_{zz_A})\dot{\phi}_D^2 + \frac{1}{2}(I_{yy_C} + I_{yy_B})\dot{\psi}_C^2 \\
 & + \frac{1}{2}(I_{xx_B} + I_{xx_A} + I_{xx_{FW_1}} + I_{xx_{FW_2}})\dot{\theta}_B^2 \\
 & + \frac{1}{2}(I_{yy_A} + I_{yy_{FW_1}} + I_{yy_{FW_2}})\dot{\psi}_A^2 + \frac{1}{2}I_{zz_{FW_1}}\dot{p}_{FW_1}^2 + \frac{1}{2}I_{zz_{FW_2}}\dot{p}_{FW_2}^2 \\
 & - \frac{1}{4}(I_{zz_{FW_1}} + I_{zz_{FW_2}})\left(\frac{M}{I_p}\right)^2 \\
 & - (m_D + m_C + m_B + m_A + m_{FW_1} + m_{FW_2})gZ_D
 \end{aligned} \quad (16)$$

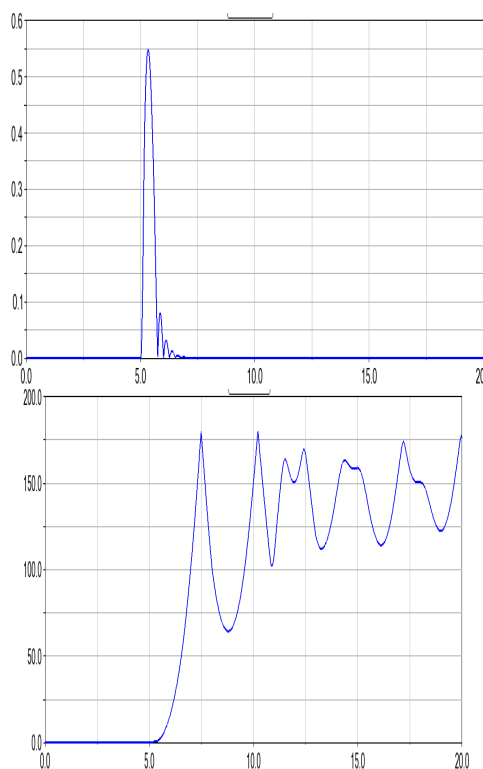
۲. به دلیل نامیزانی‌هایی که در ساخت قطعات وجود دارد همواره مقداری خروج از مرکزیت در سرهم کردن قطعات هم‌محور وجود دارد که شتاب‌های ناشی از پاسخ سیستم تعلیق خودرو و مانورهای خودرو در درهم‌کنش با این نامیزانی‌ها تبدیل به گشتاور اعمالی می‌شود و سامانه پایداری غیرفعال باید با آن مقابله نماید. همچنین سلاح در حین استفاده از وزن آن به دلیل مصرف مهمات کاسته می‌شود و این مسئله نیز باعث می‌شود جرم‌هایی که برای ایجاد تعادل استاتیکی در این سامانه استفاده می‌شوند نتوانند مجدد تنظیم شوند و خروج از مرکزیت ایجاد شود.

به‌طور کلی بدون در نظر گرفتن مفهوم گشتاور آستانه امکان مطالعه اثر نامیزانی یا خروج از مرکزیت و همچنین شتاب‌های جانبی ممکن نیست. به نظر می‌رسد مفهوم گشتاور آستانه پلی است که مفاهیم عمیق دینامیکی به موضوعات کاربردی تبدیل شوند.

با توجه به موارد تشریح شده هدف این است که مقدار گشتاور آستانه را با توجه به دو مشخصه دینامیکی یک چرخ طیار یعنی ممان اینرسی آن حول محور چرخش و سرعت دورانی به دست آورد تا با توجه به نامیزانی‌های جبری و حداکثر دامنه شتاب‌های اعمالی گزارش شده موجود در استانداردهای نظامی بتوان با ضریب اطمینانی منطقی حداقل سرعت دورانی لازم چرخ طیار را تعیین نمود. برای محاسبه‌ی این مقدار دستگاه آزمایشی طراحی شده است که با نصب دوچرخ طیار بر روی آن بتوان میزان گشتاور آستانه را اندازه‌گیری نمود. این مدل طراحی شده برای شبیه‌سازی عددی در شکل زیر نشان داده شده است.



شکل ۸ مدل طراحی شده برای شبیه‌سازی عددی



شکل ۱۰ نمودار تغییرات θ درست قبل از رسیدن گشتاور اعمالی به حد گشتاور آستانه و پس از آن

محاسبه گشتاور آستانه به صورت عددی با توجه به اینکه امکان حل معادلات پیش از داشتن مقدار اثرات خارجی و متغیرهای شتابی که محرک سامانه هستند وجود ندارد، نقش کلیدی در طراحی دارد. همان طور که پیش تر اشاره گردید می توان برای طراحی کمیت گشتاور آستانه را با یک ضریب اطمینان بزرگ تر از دامنه نوسان متغیرهای شتابی در نظر گرفت. برای به دست آوردن دامنه نیز از حسگرهای شتاب در خودروهای معمول مورد نظر استفاده نمود تا داده های مورد نیاز را به دست آورد. البته با توجه به قانون عمل و عکس العمل داده های واقعی شتاب با نصب تجهیزات متفاوت است اما به طور حتم استفاده از ضریب اطمینان و همچنین استفاده از وزنه بجای سامانه ای که هنوز ساخته نشده است و این داده برداری برای طراحی و ساخت آن است، می تواند صحت و اطمینان به داده ها در طراحی را بالاتر ببرد.

۸- نتیجه گیری

موضوع پایدارسازی غیرفعال با استفاده از اثر ژيروسکوپی در مورد یک خودرو در شرایط آفرود سخت باهدف نصب

نکته مهم در این تابع لاگرانژ به دست این است که علامت ترم مربوط به گشتاور اعمالی منفی است درست همانند ترم های مربوط به انرژی پتانسیل که در روابط لاگرانژ همواره با علامت منفی ظاهر می شوند. نکته دیگر در مورد این تابع لاگرانژ به دست آمده این است، همان طور که در طراحی پیش بینی شده بود این مدل توانایی مقاومت در برابر تحریکات جابجایی را ندارد چراکه در تابع لاگرانژ به دست آمده جرم چرخ طیارها و قاب A به عنوان ضرایب درجات آزادی جابجایی قاب D ظاهر شده اند. همچنین با طبق تعریف گشتاور آستانه ملاک اندازه گیری آن به وجود آمدن دوران حول آن محور و سرعت است که این موضوع با بررسی متغیرهای و مشخص می گردد. برای اندازه گیری مقدار گشتاور آستانه مقدار گشتاور به تدریج افزایش می یابد و به محض مشاهده دوران آن مقدار به عنوان گشتاور آستانه ثبت می شود. روند پیدا کردن گشتاور آستانه برای دور ۲۰۰۰ دور بر دقیقه نیز در جدول زیر نشان داده شده است.

جدول ۳ روند رسیدن به گشتاور آستانه در دور ۲۰۰۰

سرعت دیسک	گشتاور	θ	$\dot{\theta}$	ψ	$\dot{\psi}$
۲۰۰۰	۷۰	-۰.۹۲۹	۱.۶۳۸۵	۰	3.7219×10^{-10}
۲۰۰۰	۷۶	-۰.۱۰۰۸	۱.۷۷۸۹	۰	5.8417×10^{-10}
۲۰۰۰	۸۰	-۰.۱۰۶۲	۱.۸۷۲۵	۰	5.903×10^{-10}
۲۰۰۰	۸۴	-۰.۱۱۱۵	۱.۹۶۶۲	۰	8.499×10^{-10}
۲۰۰۰	۸۸	-۰.۱۳۸۵	۱.۹۰۷۱	۰	6.0243×10^{-10}
۲۰۰۰	۹۶	-۰.۱۵۸۸	۱.۹۷۴	۰	4.8884×10^{-10}
۲۰۰۰	۱۰۴	-۰.۱۸۷۶	۲.۳۴۱۹	۰	4.714×10^{-10}
۲۰۰۰	۱۸۳.۶	-۰.۶۳۹۹	۵.۵۲۳۵	۰	4.611×10^{-10}
۲۰۰۰	۱۸۴	۱۷۹	۱۸۸	۲۷	۲۶.۵۰۹۹

روندی که در جدول نشان داده شده است برای دورهای مختلف دیگر نیز تکرار شده که نتایج آن به صورت زیر است.

جدول ۴ مقدار گشتاور آستانه در دورهای مختلف

سرعت چرخش (rpm)	مقدار گشتاور آستانه (N.m)
۱۰۰۰	۶۹.۶
۲۰۰۰	۱۸۳.۶
۳۰۰۰	۳۳۶
۴۰۰۰	۵۲۸.۸
۵۰۰۰	۸۹۹.۶
۱۰۰۰۰	۴۱۳۴
۱۵۰۰۰	۸۸۴۶.۸
۲۰۰۰۰	۱۱۷۰۴
۲۵۰۰۰	۹۱۴۵۸.۴
۳۰۰۰۰	۱۶۹۱۸۰.۴

پژوهش، ساخت مدل پیشنهادی با لولا در وسط و بررسی نتایج شرایط میدانی به‌ویژه اثرات شتاب‌های جانبی، اصطکاک داخلی مقاومت هوا نیز پیشنهاد می‌شود. به‌طور حتم تا این مطالعه تجربی صورت نگیرد امکان حل دقیق معادلات به دلیل خلأ اثرات خارجی که متغیرهای شتاب متناظر با آن در معادلات وجود دارند میسر نیست اما این خلأ را مفهوم گشتاور آستانه تا حدی برطرف نموده است و برآورد اولیه برای ساخت می‌توان به دست آورد.

۶- فهرست علائم

گشتاور آستانه	M_T
سرعت جهت رول	$\dot{\theta}$
سرعت جهت پیچ	$\dot{\psi}$
سرعت چرخش چرخ طیار ژيروسکوپ	p
رول	θ
پیچ	ψ
جرم	m
ممان اینرسی	I
بعد اول مختصات دکارتی	x
بعد دوم مختصات دکارتی	y
بعد سوم مختصات دکارتی	z
تابع لاگرانژ	L
انرژی جنبشی	T
انرژی پتانسیل	V
تابع کار	U

۷- مراجع

- [1] J. Marion, Classical dynamics of particles and systems, Academic Press, 2013.
- [2] D. Merkin, Gyroscopic systems, Moscow: Izdatel Nauka, 1974.
- [3] W. a. W. H. Wrigley, "The gyroscope: theory and application," Science, vol. 149, no. 3685, pp. 713-721, 1965.
- [4] R. Usubamatov, "Mathematical model for gyroscope effects," in in AIP Conference Proceedings, AIP Publishing, 2015.
- [5] F. N. Barnes, "Stable member equations of motion for a three-axis gyro stabilized platform," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 5, pp. 830-842, 1971.
- [6] R. a. A. O. Usubamatov, "A Mathematical Model for Top Nutation Based on Inertial Forces of Distributed

تجهیزاتی نظیر سلاح بررسی گردید. تلاش گردید تا به‌طور کامل فضای حالتی که در این نوع از مسائل وجود دارند مطرح شود. بررسی این فضای حالت پیش از شروع مطالعات تجربی و انجام آزمایش‌ها با ساخت مدل‌ها اهمیت دارد و هرچه فضای حالت دقیق‌تر باشد نتایج تجربی با سهولت و اطمینان بیشتری استخراج می‌شود. این فضای حالت شامل سه قاعده کلی با مرور ادبیات موضوعی حوزه پایداری غیرفعال با اثر ژيروسکوپی و سه دسته‌بندی کلی اثرات خارجی است.

بعد از احصاء فضای حالت ایجاد ارتباط بین متغیرهای کمی و کیفی فضای حالت اهمیت دارد که در بخش استخراج معادلات دینامیکی به آن پرداخته شد. از دستاوردهای پژوهشی این مقاله نحوه دقیق مدل‌سازی اتصالات دورانی با استفاده از روش لاگرانژ است. نحوه مدل‌سازی اثر نامیزانی دورانی که ارتباط بین مدل و اثرات خارجی به‌ویژه شتاب‌های جانبی را فراهم می‌سازد، دیگر دستاورد این پژوهش است. مفهوم گشتاور آستانه و نقش کلیدی آن در مطالعه پایداری غیرفعال با استفاده از اثر ژيروسکوپی دستاورد مهم این مقاله است.

با توجه به فضای حالت مدلی شامل چهار قاب و دوچرخ طیار با اتصال لولاها در وسط قاب‌ها پیشنهاد گردید. با استفاده از روش لاگرانژ معادلات آن برای شرایط عادی استخراج گردید تا مشخص گردد در چه درجات آزادی‌ای امکان پایداری برای این مدل وجود دارد. مشخص گردید که این مدل می‌تواند تحریکات ورودی را در دو درجه آزادی پیچ و رول خنثی نماید. با استفاده از روش لاگرانژ تعمیم‌یافته مدل با استفاده از مفاهیم نامیزانی و گشتاور آستانه برای در نظر گرفتن شرایط عملیاتی به‌صورت تحلیلی موردبررسی قرار گرفت. در این بررسی مدلی دیگر پیشنهاد گردید تا امکان مطالعه نظری مفهوم گشتاور آستانه فراهم شود که بر اساس آن نتایج تحلیل عددی لازم برای میزان گشتاور آستانه در سرعت‌های دورانی مختلف چرخ طیار مدل به دست آمد.

مطالعه تجربی نتایج تحلیل عددی صورت گرفته و بررسی تحلیلی معادلات لاگرانژ درجات آزادی جابجایی متناظر با چپش لولا در کنار برای تحقیقات آتی پیشنهاد می‌گردد. برای صحت‌سنجی مدل‌سازی پایه‌ای صورت گرفته در این

- gyroscope in gimbals. *Nonlinear Dynamics*. 2007;48:129-52.
- [22] R. Usubamatov, "Inertial forces acting on a gyroscope," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 32, no. 1, pp. 101-108, 2018 DOI 10.1155/2019/4197863.
- [23] R. Usubamatov, "Deactivation of gyroscopic inertial forces," *AIP ADVANCES*, vol. 8, p. 115310, 2018 DOI 10.1063/1.5047103.
- [24] R. Usubamatov, "Mathematical model for gyroscope effects," in *AIP Conference*, 2015 DOI 10.1063/1.4915651.
- [25] R. Usubamatov, "Mathematical models for principles of gyroscope theory," in *AIP Conference*, 2017 DOI 10.1063/1.4972725.
- [26] R. Usubamatov, "Inertial forces acting on a gyroscope," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 32, no. 1, pp. 101-108, 2017 DOI 10.2174/1874146001807010001.
- [27] Votrubic R. Stabilization of platform using gyroscope. *Procedia Engineering*. 2014;69:410-4.
- [28] Zhang Y, Liu S, Xiong Y, Li C, Li M, editors. Stabilization loop modeling of three-axis inertial stabilized platform with a new gyro installing mode. *Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*; 2014: IEEE.
- [29] J.L. MERIAM L.G. KRAIGE J.N. BOLTON, "DYNAMICS" 8th Edition John Wiley & Sons, Inc., 2015.
- Masses," in *Mathematical Problems in Engineering* 2018, 2018.
- [7] R. Usubamatov, "Physics of gyroscope nutation," *AIP Advances*, vol. 9, p. 105101, 2019.
- [8] V. Tanriverdi, "Can a gyroscope reverse its spin direction?," *European Journal of Physics*, vol. 40, no. 6, pp. 50-64, 2019.
- [9] J. & C. M. Qian, "Quadratic inverse eigenvalue problem for damped gyroscopic systems," *Journal of Computational and Applied Mathematics*, vol. 255, pp. 306-312, 2014.
- [10] Datta B, Sarkissian D. Feedback control in distributed parameter gyroscopic systems: a solution of the partial eigenvalue assignment problem. *Mechanical Systems and Signal Processing*. 2002;16(1):3-17.
- [11] Zhang J, Jiang J. Modelling of rate gyroscopes with consideration of faults. *IFAC Proceedings Volumes*. 2006;39(13):168-73.
- [12] Du Y-J, Yang T-T, Gong D-D, Wang Y-C, Sun X-Y, Qin F, et al. High Dynamic Micro Vibrator with Integrated Optical Displacement Detector for In-Situ Self-Calibration of MEMS Inertial Sensors. *Sensors*. 2018;18(7):2055.
- [13] Chen Y, Aktakka EE, Woo J-K, Oldham KR, editors. Modeling and calibration of a capacitive threshold sensor for in situ calibration of MEMS gyroscope. 2016 *IEEE International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics (AIM)*; 2016: IEEE.
- [14] Edamana B, Chen Y, Slavin D, Aktakka EE, Oldham KR. Estimation with threshold sensing for gyroscope calibration using a piezoelectric microstage. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*. 2015;23(5):1943-51.
- [15] Glueck M, Oshinubi D, Manoli Y. Automatic real-time offset calibration of gyroscopes. *Microsystem Technologies*. 2015;21:429-43.
- [16] Sarcevic P, Pletl S, Kincses Z, editors. Evolutionary algorithm based 9DOF sensor board calibration. 2014 *IEEE 12th International Symposium on Intelligent Systems and Informatics (SISY)*; 2014: IEEE.
- [17] Zhang Y, Liu S, Xiong Y, Li C, Li M, editors. Stabilization loop modeling of three-axis inertial stabilized platform with a new gyro installing mode. *Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*; 2014: IEEE.
- [18] Neto MA, Ambrósio JA, Roseiro LM, Amaro A, Vasques C. Active vibration control of spatial flexible multibody systems. *Multibody System Dynamics*. 2013;30:13-35.
- [19] Z. Koruba, "The numerical analysis of dynamics and control of a gyroscopic scanning system in an anti-aircraft missile launcher," *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*, vol. 16, no. 5, pp. 2230-2236, 2011.
- [20] Z. Koruba, "Dynamics and control of a gyroscope-stabilized platform in a self-propelled anti-aircraft system," *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, vol. 48, no. 1, pp. 5-26, 2010.
- [21] Polo MFP, Molina MP. A generalized mathematical model to analyze the nonlinear behavior of a controlled