

# Design and Manufacturing Steps of a Satellite Reaction Wheel

S. H. Miri Roknabadi<sup>1\*</sup>, M. Mirshams<sup>2</sup> and A. A. Nikkhah<sup>3</sup>

1, 2, 3. Aerospace Eng., K.N. Toosi Univ. of Tech.

\*P.O. Box 16765-3381, Tehran

Miri@sina.kntu.ac.ir

*This paper presents a technical note of mathematic model, design and manufacturing steps of a Reaction Wheel, one of the most important active actuators of satellite. After that Reaction Wheels are tested for the satellite simulator of K.N.Toosi University of Technology, Iran. There were some requirements and restrictions such as needed maximum torque and control accuracy for attitude maneuver, receivable power, voltage and current. Accordingly fundamental components of Reaction Wheel have been designed and selected. Wheel, motor, bearings and retentive are the significant components. At the rest of the paper, the substantial parameters of the Reaction Wheels are confirmed by a new test set. The results of test guarantee a satisfactory stabilization and accurate maneuver.*

**Key Words:** reaction wheel, satellite simulator, attitude control, BLDC motor

# طراحی و ساخت نمونه آزمایشگاهی چرخ عکس‌العملی ماهواره

سید حسن میری رکن‌آبادی<sup>۱\*</sup>، مهران میرشمس<sup>۲</sup> و امیرعلی نیک‌خواه<sup>۳</sup>

۱ و ۲ - دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

\* تهران، صندوق پستی ۳۳۸۱-۱۶۷۶۵

Miri@sina.kntu.ac.ir

در این مقاله گزارشی از مدل‌سازی، طراحی و ساخت و همچنین تست‌های یکی از مهمترین عملگرهای فعال در سیستم کنترل وضعیت ماهواره یعنی چرخ عکس‌العملی ارائه شده است. با توجه به نیازمندی‌های مأموریت از جمله گشتاور ماکزیمم و دقت مورد نیاز جهت کنترل وضعیت یک شبیه‌ساز ماهواره و همچنین محدودیت‌های تعریف شده از جمله محدودیت توان، ولتاژ و جریان قابل وصول، طراحی و انتخاب اجزای اصلی چرخ عکس‌العملی از جمله چرخ طیار، موتور، بیرینگ‌ها، نگهدارنده‌ها و دیگر اجزای آن انجام شده و ساخت و مونتاژ چرخ عکس‌العملی تکمیل گردیده است. سپس با راه‌اندازی و تست چرخ عکس‌العملی ساخته‌شده، پارامترهای اساسی این مجموعه شناسایی شده تا از صحت عملکرد آن در فرآیند پایدارسازی و مانورهای وضعیت شبیه‌ساز ماهواره اطمینان حاصل گردد.

واژه‌های کلیدی: چرخ عکس‌العملی، شبیه‌ساز ماهواره، کنترل وضعیت، موتور جریان مستقیم بدون جاروبک

## مقدمه

امروزه، نیاز ایران به طراحی و ساخت ماهواره بیش از پیش آشکار است. طراحی و ساخت یک ماهواره دانش، تکنولوژی و ظرافت بسیاری را می‌طلبد و مهندسان بسیاری از شاخه‌های گوناگون باید در تعامل باشند تا یک محصول در استاندارد فضایی حاصل گردد.

چرخ‌های عکس‌العملی از جمله وسایل تبادل ممنتوم زاویه‌ای<sup>۱</sup> هستند که در پایدارسازی وضعیت ماهواره<sup>۲</sup> و مانورهای وضعیت آن مورد استفاده قرار می‌گیرند. در روش تبادل ممنتوم، عضو چرخان دیگری که آزادی حرکت دورانی نسبت به ماهواره دارد، با ماهواره تعامل دارد و می‌تواند اندازه حرکت ماهواره را تغییر دهد، آن را از اثر گشتاورهای مزاحم

وارده مصون نگه دارد یا ماهواره را به اندازه زاویه دلخواهی بچرخاند. چرخ عکس‌العملی شامل یک چرخ طیار و یک موتور است. موتور چرخ طیار را راه می‌اندازد و باید گشتاور لازم را برای مانورهای کنترل وضعیت ماهواره فراهم آورد. در حالت عادی که ماهواره در حالت تعادل مطلوب قرار دارد، موتور خاموش و چرخ متوقف است. در صورتی که نیاز باشد ماهواره در جهت خاصی دوران نماید، چرخ عکس‌العملی توسط موتور در خلاف آن جهت به حرکت درآمده و اندازه حرکت لازمه را به ماهواره می‌دهد، یا اگر گشتاورهای مزاحم بخواهند ماهواره را حول محوری منحرف کنند، با اندازه‌گیری انحراف مربوطه توسط سنسورهای وضعیت و برقراری یک فیدبک با جریان تغذیه چرخ عکس‌العملی توسط کنترلر، گشتاور کنترلی جبران‌کننده گشتاور خارجی، تولید شده و به ماهواره وارد می‌شود.

1. Momentum Exchange Devices
2. Attitude Stabilization

## مبانی طراحی چرخ عکس‌العملی

اگر ماهواره و چرخ عکس‌العملی را به عنوان یک سیستم در نظر بگیریم که گشتاورهای خارجی بر آن اثر می‌کنند، معادلهٔ اوایلر را به صورت زیر برای آن می‌توان نوشت [۴]:

$$\frac{d(\vec{H}_s + \vec{H}_w)}{dt} = \sum \vec{M} \quad (1)$$

که در آن  $\vec{H}_s$  و  $\vec{H}_w$  به ترتیب بردارهای ممنتوم زاویه‌ای ماهواره و چرخ عکس‌العملی بوده و  $\sum \vec{M}$  برآیند گشتاورهای خارجی وارده به ماهواره است.

در عمل برای کنترل سه محورهٔ ماهواره، از سه عدد یا بیشتر چرخ عکس‌العملی استفاده می‌شود. اگر روی هر محور ماهواره یک چرخ نصب شود، در تقریب اول می‌توان دینامیک هر محور را جدای از محورهای دیگر بررسی کرد. در حالتی که یک چرخ بر روی یک ماهواره نصب شده باشد و برای گشتاور خارجی این محور، رابطهٔ (۱) به صورت اسکالر در می‌آید:

$$\dot{H}_s + \dot{H}_w = M \quad (2)$$

این رابطه نشان می‌دهد که می‌توان با اعمال تغییر دور مناسب به چرخ عکس‌العملی شرایطی را فراهم کرد که گشتاور مزاحم خارجی  $M$  با گشتاور تولیدی چرخ ( $\dot{H}_w$ ) خنثی شده و تغییرات اندازهٔ حرکت ماهواره ( $\dot{H}_s$ ) صفر بماند یا صفر گردد، به عبارتی اگر ماهواره ثابت است، هیچ‌گونه چرخشی به خاطر وارد آمدن گشتاور خارجی در آن رخ ندهد. این موضوع همان مفهوم پایدارسازی وضعیت ماهواره است.

در مقابل، مسئلهٔ مانور وضعیت ماهواره وجود دارد. منظور از انجام یک مانور وضعیت توسط ماهواره، گردش آن حول یک محور مشخص به اندازهٔ زاویه‌ای مورد نظر در یک مدت زمان مشخص است. در انجام یک مانور وضعیت، به خاطر کوچک بودن حرکت ماهواره تحت تأثیر گشتاورهای مزاحم موجود در محیط در مقایسه با حرکت مانوری ناشی از گشتاور کنترلی می‌توان از گشتاور خارجی در رابطهٔ (۲) صرف‌نظر کرده و رابطهٔ زیر را استفاده کنیم:

$$\dot{H}_s + \dot{H}_w = 0 \Rightarrow \dot{H}_s = -\dot{H}_w \quad (3)$$

با فرض ثابت بودن ماهواره در لحظهٔ اول ( $\dot{\theta}_s = 0$ ) و خاموش بودن موتور چرخ عکس‌العملی ( $\omega_w = 0$ ) رابطهٔ زیر را برای اندازهٔ حرکت دو سیستم خواهیم داشت:

$$H_s = -H_w \Rightarrow I_s \dot{\theta}_s = -I_w \omega_w \quad (4)$$

که  $I_s$  و  $I_w$  به ترتیب ممان اینرسی‌های ماهواره حول محور مورد نظر و ممان اینرسی چرخ طیار چرخ عکس‌العملی هستند و  $\dot{\theta}_s$  سرعت زاویه‌ای چرخش ماهواره حول محور مفروض و  $\omega_w$  سرعت زاویه‌ای مطلق چرخ عکس‌العملی است. با توجه به اینکه در عمل

مبنای فکری و اصول اولیهٔ طراحی چرخ عکس‌العملی در این پژوهش از مقالهٔ «طراحی چرخ عکس‌العملی» که توسط دایرهٔ هوانوردی و فضاوردی دانشگاه ام‌آی‌تی<sup>۳</sup> در سال ۲۰۰۳ به انجام رسیده است [۱]؛ نشأت گرفته است. در این مقاله نیازمندی‌های طراحی به دو دستهٔ کلی چرخ و موتور تقسیم‌بندی شده و توضیحاتی ارائه شده است. سپس یک نمونه از چرخ عکس‌العملی متناسب با نیاز موجود، طراحی شده است؛ که شامل مباحثی از انتخاب جنس مواد، هندسهٔ اصلی و انتخاب موتور الکتریکی است.

آقای فولچر<sup>۴</sup> از مرکز پرواز فضایی گارد<sup>۵</sup> در سال ۱۹۶۹ در یکی از یادداشت‌های فنی ناسا نیز به طراحی مکانیکی یک چرخ عکس‌العملی شامل موتور الکتریکی جریان مستقیم بدون جاروبک پرداخته است. در این مقاله، چرخ عکس‌العملی طراحی شده با نمونه‌های موجود که در مأموریت‌های ناسا مورد استفاده قرار گرفته‌اند مقایسه شده و نشان داده شده است که کارایی بسیار بهتری دارد. یک سیستم کنترلی تست نیز برای آن طراحی شده است. در این مقاله نشان داده شده که در یک محفظهٔ آب‌بندی شده برای چرخ عکس‌العملی، می‌توان از بلبرینگ‌های مرسوم روغن‌کاری شده نیز استفاده کرد [۲].

آقای اهرنویک<sup>۶</sup> که در پشتیبانی توسعه و تست چرخ‌های عکس‌العملی جدید که توسط مرکز پرواز فضایی گارد ناسا تولید می‌شود، فعالیت دارند؛ در سال ۱۹۹۸ در مقاله‌ای به طراحی یک چرخ عکس‌العملی جدید کوچک پرداخته‌اند. در این مقاله در مورد مباحثی چون محفظهٔ چرخ، بالانس کردن، بلبرینگ‌ها (بلبرینگ‌های مرسوم کرومی)، موتور (موتور الکتریکی جریان مستقیم بدون جاروبک) و الکترونیک محرک مباحثی مطرح شده است [۳].

در این مقاله گزارش و ملاحظات طراحی، ساخت، راه‌اندازی و تست‌های یک نمونهٔ آزمایشگاهی از چرخ عکس‌العملی جهت سیستم کنترل وضعیت یک شبیه‌ساز ماهواره با توجه به نیازها و محدودیت‌های تعریف‌شده ارائه شده است؛ این نمونهٔ آزمایشگاهی را ساخته و مورد بهره‌برداری و تست قرار داده تا از صحت عملکرد آن در مانورهای وضعیت اطمینان حاصل شود. شبیه‌ساز ماهواره شامل یک گوی فلزی واقع بر یاتاقان هوایی، دو میلهٔ رابط و صفحات جانبی جهت نصب تجهیزات به همراه کلیهٔ سخت‌افزارهای مربوطه است؛ که جهت چرخش و تغییر زوایای اوایلری آن از این چرخ عکس‌العملی استفاده خواهد شد.

3. Massachusetts Institute of Technology

4. R. Fulcher

5. Goddard Space Flight Center

6. Eli Ahronovich

عکس‌عملی امکان استفاده از بلبرینگ‌های رایج روغن‌کاری شده در فضا به اثبات رسیده است. این بلبرینگ‌ها دارای چرخش داخلی هستند و معمولاً به میزان ۲۰ پوند پیش‌بار شده‌اند تا حرکت شعاعی را از بین ببرد. افت‌های مربوط به یاتاقان و مقاومت هوا (که برای نمونه آزمایشگاهی از چرخ عکس‌عملی وجود دارد) کمتر از یک درصد از گشتاور بیشینه موتور محرک است. دیدگاه حرارتی در طراحی مکانیکی اولیه از چرخ عکس‌عملی (با محرک موتور الکتریکی جریان مستقیم بدون جاروبک) نیز باید در نظر گرفته شود. اما انتقال حرارت نمی‌تواند مشکلی برای قسمت دوار چرخ عکس‌عملی به حساب آید، زیرا که موتور الکتریکی جریان مستقیم بدون جاروبک هیچ‌گونه اتلاف توانی در روتور مغناطیس دائم ندارد [۲].

با توجه به وزن و ابعاد قابل ملاحظه مجموعه چرخ‌های عکس‌عملی به‌کار رفته در یک ماهواره، جایابی و پیدا کردن محل نصب مناسب برای آن چالش دیگری است که باید با دقت عمل و ظرافت خاصی انجام شود. هر چند لازم نیست که مجموعه در مرکز جرم ماهواره نصب گردد، ولی باید سعی شود توزیع جرم ماهواره ناهمگون نشده و محل مرکز جرم تغییر زیادی پیدا نکند.

به‌طور کلی می‌توان روند طراحی و ساخت چرخ عکس‌عملی را در مراحل زیر خلاصه کرد:

- تعیین نیازمندی‌ها و محدودیت‌های طراحی
- محاسبه اینرسی چرخ عکس‌عملی بر اساس نیازمندی‌ها
- انتخاب جنس چرخ طیار با در نظر گرفتن محدودیت‌ها در انتخاب
- طراحی چرخ طیار جهت تأمین اینرسی مورد نیاز و بر اساس مدل‌های رایج
- انتخاب موتور الکتریکی
- انتخاب بلبرینگ‌ها بر اساس نیازمندی‌ها و حسب محدودیت‌ها
- طراحی وسایل جنبی نگهدارنده و نصب
- طراحی درایور الکترونیکی جهت راه‌اندازی و کنترل چرخ عکس‌عملی
- ساخت چرخ عکس‌عملی
- تست چرخ عکس‌عملی
- مقایسه نتایج با نیازمندی‌های طراحی

## طراحی و ساخت نمونه آزمایشگاهی یک چرخ عکس‌عملی

از آنجا که قصد داریم ساخت چرخ عکس‌عملی مفید واقع شود و اهداف خاصی را ارضا کند، سعی می‌شود تا طراحی نمونه آزمایشگاهی از آن را برای یک ماهواره آزمایشگاهی به انجام رسانیده و آن را بسازیم. ماهواره آزمایشگاهی شامل یک گوی فلزی

سرعت دوران چرخ معمولاً خیلی بیشتر از ماهواره است (به علت نسبت خیلی کوچک ممان اینرسی چرخ به ممان اینرسی ماهواره)  $\omega_w$  را با دقت کافی می‌توان برابر دور موتور چرخ عکس‌عملی در نظر گرفت، که سرعت نسبی چرخش چرخ نسبت به ماهواره است.

$$\omega_w \approx \omega_{Motor} \quad (5)$$

$$H_w \cong I_w \omega_{Motor}$$

دو تصمیم کلیدی در طراحی مکانیکی چرخ عکس‌عملی، انتخاب سرعت بیشینه و قطر بیرونی چرخ طیار است. این انتخاب‌ها می‌توانند منجر به طراحی یک چرخ عکس‌عملی شوند که نیازمندی‌های عملکردی را برای مونتومم زاویه‌ای برآورده می‌سازند درحالی‌که از طرف دیگر باعث کمینه‌کردن وزن سیستم و نیازمندی‌های توان می‌شوند [۲]. به عبارتی دیگر مسئله انتخاب و ساخت یک چرخ عکس‌عملی با دو موضوع اصلی سر و کار دارد. یکی چرخ طیار که باید ممان اینرسی لازم  $I_w$  را فراهم کند و دیگری موتور الکتریکی، که قرار است دور لازم  $\omega_{Motor}$  و تغییر دور (شتاب زاویه‌ای) لازم را تأمین کند.

مناسب بودن موتور الکتریکی جریان مستقیم بدون جاروبک<sup>۷</sup> برای مأموریت‌های فضایی دراز مدت در گزارشات ناسا [۵] با محاسبات معتبر و قابل اطمینان و تست‌های صورت گرفته، مستند شده است. جهت آشنایی بیشتر با موتورهای الکتریکی و از جمله موتور منتخب جریان مستقیم بدون جاروبک به مرجع [۶] مراجعه نمایید. در مورد چرخ طیار نیز تا حد امکان بهتر است شعاع خارجی چرخ طیار (یا به عبارت بهتر شعاع ژیراسیون آن) بزرگ باشد، تا برای داشتن یک مقدار مشخص ممان اینرسی  $I_w$  بتوان جرم کمتری به روتور اختصاص داد.

از دیدگاه چرخ طیار محدودیت دور، ناشی از استحکام مکانیکی جنس آن یا به عبارتی تنش تسلیم آن است که با توجه به نیروهای اینرسی ناشی از دوران، ابتدا در محیط چرخ به مقدار بحرانی خود می‌رسد.

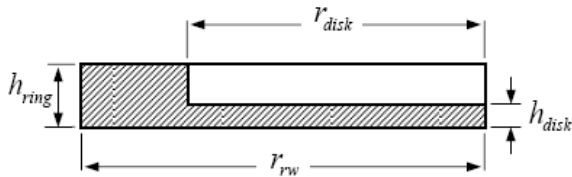
از دیدگاه موتور الکتریکی محرک چرخ، حد بالایی برای دورگیری وجود دارد، که به نام دور اشباع خوانده می‌شود. البته مسائل تکنولوژیکی موجود در موتور الکتریکی مثل تحمل یاتاقان‌ها و اصطکاک و همچنین محدودیت توان در تعیین دور اشباع نقش دارند.

در کاربردهای دقیق و برای چرخ‌های عکس‌عملی نسبتاً بزرگ، اصطکاک باقیمانده در یاتاقان چرخ اهمیت خاصی دارد. در چنین مواردی از یاتاقان‌های مغناطیسی استفاده می‌گردد.

اگرچه یک منظر بحرانی در طراحی مکانیکی چرخ طیار، یاتاقان‌های چرخ طیار است اما در محفظه آب‌بندی شده چرخ

7. Brushless Direct Current (BLDC) Motor

حال می‌خواهیم به طراحی چرخ عکس‌عملی با توجه به اینرسی محاسبه شده بپردازیم. چرخ طیار شامل یک رینگ خارجی ضخیم و دیسک داخلی نازک است. ممان اینرسی وابسته به جرم کلی ماده استفاده شده و نیز فاصله آن از محور چرخ است. همان‌طور که می‌دانیم بهترین هندسه آن است که با کمترین جرم موجود بیشترین ممان اینرسی را برای ما ایجاد کند و این در صورتی امکان‌پذیر است که تا حد امکان مرکز جرم دور از محور چرخش چرخ قرار داشته باشد. ما برای طراحی اولیه از هندسه پایه زیر استفاده می‌کنیم [۱]:



شکل ۱- طراحی هندسه پایه چرخ طیار اولیه

برای این هندسه داریم:

$$I_w = \left( \frac{\rho\pi}{2} \right) \left[ h_{ring} (r_{rw}^4 - r_{ring}^4) + h_{disk} \cdot r_{disk}^4 \right] \quad (7)$$

برای جنس ماده چرخ طیار می‌توان از فولاد ضدزنگ، یورئین<sup>۸</sup> یا حتی از تفلون‌های پلاستیکی فشرده استفاده کرد. اگر ما از فولاد ۳۷<sup>۹</sup> که دارای استحکام تسلیم ۲۳۵ MPa در دمای کاری و چگالی ۷۸۵۰ کیلوگرم بر متر مکعب است، بهره ببریم با توجه به معیارهایی از طراحی که به شرح آن‌ها پرداخته شده است، به طراحی زیر می‌رسیم:

$r_{rw} = 100 \text{ mm}$	$r_{disk} = 50 \text{ mm}$
$h_{ring} = 20 \text{ mm}$	$h_{disk} = 10 \text{ mm}$

که به ازای این مقادیر ممان اینرسی چرخ طیار با توجه به رابطه (۷):

برابر با  $I_w = 0.0239 \text{ Kg} \cdot \text{m}^2$  خواهد بود که بسیار نزدیک به مقدار دلخواه‌مان که دارای قابلیت اطمینان بالایی بود ( $0.025 \text{ Kg} \cdot \text{m}^2$ )، است.

حال برای محاسبه جرم چرخ طیار طراحی شده می‌توان از رابطه زیر استفاده کرد:

$$m_w = (\rho\pi) [h_{ring} \cdot r_{rw}^2 - h_{disk} \cdot r_{disk}^2] \quad (8)$$

$$m_w = (7850\pi) [0.02 \times 0.1^2 - 0.01 \times 0.05^2] = 4.3158 \text{ Kg}$$

که به مقدار  $m_w = 4.3158 \text{ Kg}$  برای این چرخ طیار می‌رسیم. چرخ طیار طراحی شده را می‌توان در شکل (۲) مشاهده کرد.

با میله‌های رابط و صفحات جانبی است؛ که بر روی یک بیرینگ هوایی جهت معلق‌سازش مستقر می‌گردد.

با توجه به محاسبات اولیه انجام شده بر روی دو صفحه، میله رابط و گوی آلومینیومی از ماهواره آزمایشگاهی که جهت نصب تجهیزات ساخته شده و حدود ۴۶ کیلوگرم وزن دارند، مقادیر زیر برای ممان‌های اینرسی ماهواره آزمایشگاهی حاصل شده‌اند:

$$I_{x_{lab\ sat}} = 1.475 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{y_{lab\ sat}} = I_{z_{lab\ sat}} = 4.652 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

می‌دانیم که در نهایت شبیه‌ساز ماهواره حداکثر ۱۰۰ کیلوگرم وزن خواهد داشت و این بدان معنی است که حدود ۶۰ کیلوگرم تجهیزات و وزنه‌های بالانس‌کننده بر روی صفحات جانبی ماهواره آزمایشگاهی نصب خواهد شد. حال با در نظر گرفتن طول بازو حدود ۰/۵ متر به تخمینی برای ممان اینرسی بیشینه ماهواره آزمایشگاهی جهت طراحی چرخ عکس‌عملی دست خواهیم یافت، بدین صورت که:

$$I_{add} = m_{add} \cdot d^2 = (60)(0.5)^2 = 15 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{max_{lab\ sat}} = I_{add} + I_{y_{lab\ sat}} \approx 20 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

حال با در نظر گرفتن یک حاشیه اطمینان برای طراحی (۲۵ درصد)،

ممان اینرسی بیشینه را ۲۵ کیلوگرم بر متر مربع در نظر می‌گیریم.

موتور انتخاب شده باید دور اشباع حدود ۵۰۰۰ rpm را برای ما ایجاد کند و گشتاور کنترلی حدود  $1 \text{ N} \cdot \text{m}$  را متحمل گردد. برای اینکه بر چرخ‌ها در دوره‌های بالا تنش کمتری وارد آید از دور متوسط ۲۰۰۰ rpm برای محاسبه ممان اینرسی چرخ استفاده می‌کنیم. از قبل نیز سرعت زاویه‌ای ۲ rpm نیز برای مانور کنترل وضعیت ماهواره آزمایشگاهی انتخاب شده است (برای وضوح بهتر جهت استفاده کاربر). پس با توجه به روابط (۴) و (۵) و صرف‌نظر از جهت چرخش می‌توان چنین محاسبه کرد که:

$$I_s \cdot \dot{\theta}_s = I_w \cdot \omega_{Motor}$$

$$(25)(2) = (I_w)(2000) \Rightarrow I_w = 0.025 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

اگر زمان شتاب‌گیری چرخ عکس‌عملی از سرعت صفر تا سرعت را  $15 \text{ S} - 5 \text{ S}$  در نظر بگیریم می‌توان به محاسبه گشتاور کنترلی ایجاد شده توسط چرخ عکس‌عملی مطابق با رابطه زیر پرداخت:

$$T_c = \dot{H}_w = \frac{dH}{dt} \approx \frac{\Delta H}{\Delta t} = \frac{I_w \omega_w}{\Delta t} \quad (6)$$

که این مقدار برای  $5 \text{ S}$  برابر با  $T_c|_{5s} = 1.0472 \text{ N} \cdot \text{m}$

و برای  $10 \text{ S}$  برابر با  $T_c|_{10s} = 0.5236 \text{ N} \cdot \text{m}$  و برای  $15 \text{ S}$

برابر با  $T_c|_{15s} = 0.3491 \text{ N} \cdot \text{m}$  خواهد بود، پس گشتاور

کنترلی مورد نیاز  $1 \text{ N} \cdot \text{m}$  نیز ارضا می‌شود.

ولتاژ و جریان قابل وصول و همچنین گشتاور ماکزیمم مورد نیاز به انتخاب یک موتور موتور الکتریکی جریان مستقیم بدون جاروبک [۶] جهت تحریک و راه‌اندازی چرخ طیار طراحی شده پیردازیم. در قیل نیز اشاره شد که مناسب بودن موتور الکتریکی جریان مستقیم بدون جاروبک برای مأموریت‌های فضایی دراز مدت در گزارش‌های ناسا مستند شده است و جهت آشنایی بیشتر با موتورهای الکتریکی و از جمله موتور جریان مستقیم بدون جاروبک می‌توان به مرجع [۶] مراجعه کرد.

ابتدا می‌توان با استفاده از روابط مکانیکی موجود به تخمینی برای توان الکتریکی مورد نیاز دست یابیم:

$$P = \frac{E}{t} = \frac{\frac{1}{2} I_w \cdot \omega_w^2}{t} \quad (10)$$

که با توجه به در نظر گرفتن دور  $\omega_w = 2000 \text{rpm}$  برای طراحی و احتساب  $I_w = 0.024 \text{kg} \cdot \text{m}^2$  و همچنین زمانی حدود  $5 \text{S}$  جهت شتاب‌گیری موتور، توانی معادل با  $P = 105.2758 \text{W}$  محاسبه می‌شود که این توان، مقداری کمینه برای موتور انتخابی ماست؛ زیرا بدیهی است که در مانورهای سریع، چرخ با سرعت بالاتری دور خواهد زد که این مسئله نیازمند توان بیشتری است و از طرفی دیگر این مقدار از توان، تخمینی جهت انتخاب موتور است و اتلافات توان از جمله در موتور و بلبرینگ‌ها (هرچند ناچیز) در نظر گرفته نشده است.

همان‌طور که می‌دانیم در ماهواره آزمایشگاهی در حال طراحی از باتری‌هایی استفاده خواهد شد که قادر به تأمین ولتاژ و توان زیادی نخواهند بود، لیکن پس از بررسی‌های زیاد و با در نظر گرفتن معیارهای طراحی به انتخاب موتور بدون جاروبک گلدلاین<sup>۱۰</sup> از شرکت موتورهای مدل<sup>۱۱</sup> می‌پردازیم که قادر است نیازمندی‌ها و محدودیت‌های طراحی را برای اهداف ما ارضا کند. شمایی از این موتور را می‌توان در شکل (۳) مشاهده کرد.



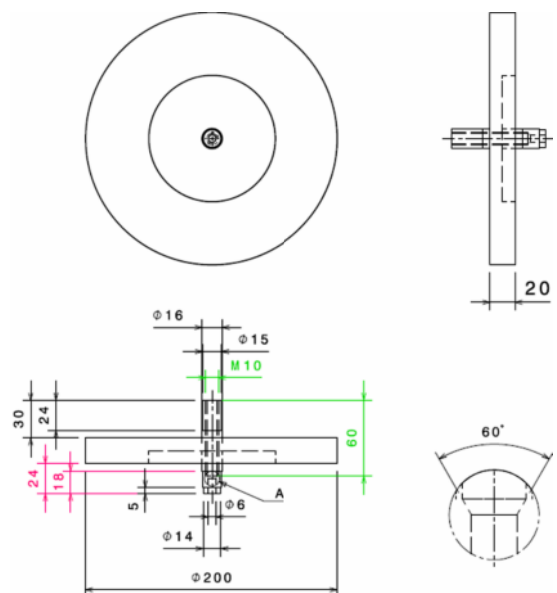
شکل ۳- شمایی از موتور جریان مستقیم بدون جاروبک انتخابی

بیشینه ولتاژ مورد نیاز این موتور حدود ۲۵ وات است و بیش از ۱۰۰۰ ولت توان را در اختیار ما قرار خواهد داد. همچنین این موتور به

دیسک‌هایی که در سرعت‌های زاویه‌ای بالا می‌چرخند، می‌توانند تنش‌های بسیار بزرگ و باور نکردنی را تجربه کنند. به‌منظور تضمین کردن ایمنی سیستم‌مان، چرخ طیار باید توانایی تحمل تنش‌هایی را که در حین عملکرد با آن‌ها روبرو می‌شود داشته باشد. تنش‌ها برای چرخ طیار در لبه رینگ بیشترین مقدار خود را دارند. تنش ماکزیمم برای رینگ دوار به صورت زیر است [۱]:

$$\sigma_{\max} = \frac{3+\nu}{4} \cdot \rho \cdot \omega^2 \left( r_{rw}^2 + \frac{1-\nu}{3+\nu} \cdot r_{\text{disk}}^2 \right) \quad (9)$$

که در آن  $\omega$  نرخ گردش سیستم،  $r_{rw}$  قطر خارجی رینگ،  $r_{\text{disk}}$  قطر داخلی رینگ،  $\nu$  نسبت پواسان و  $\rho$  چگالی ماده چرخ طیار است. برای جنس این چرخ فولادی که طراحی شده است، تنش تسلیم  $\sigma_y = 235 \text{MPa}$ ،  $\rho = 7850 \text{kg/m}^3$  و  $\nu = 0.3$  است. بنابراین، سرعت زاویه بحرانی که در آن چرخ شروع به تسلیم شدن می‌کند و از کار خواهد افتاد  $\omega_{\text{critical}} = 1856.3 \text{rad/s} = 17726 \text{rpm}$  است. مشاهده می‌شود که این مقدار بسیار بالاتر از میزان در نظر گرفته شده برای طراحی (سیستم برای عمل کردن در ۲۰۰۰ دور در دقیقه طراحی شد) است و ضریب اطمینان بالایی دارد. با این وجود به سبب محدودیت‌های توانی، محدودیت‌های ولتاژی نیز به موتور اعمال می‌شود تا آن را از چرخیدن بیشتر از ۵۰۰۰ دور در دقیقه باز دارد.



شکل ۲- چرخ طیار و شفت طراحی شده (ابعاد بر حسب میلی‌متر)

اکنون طراحی مکانیکی از چرخ طیار چرخ عکس‌العملی به انجام رسیده است و باید با توجه به محدودیت‌های توان یعنی

10. AXI 4130/16 GOLDLINE  
11. Model Motors



شکل ۵- شمایی از چرخ عکس‌عملی ساخته شده

جدول ۲- مشخصات فنی چرخ عکس‌عملی ساخته‌شده

1(N.m)	گشتاور ماکزیمم چرخ
200 (mm)	قطر بیرونی چرخ طیار
100 (mm)	قطر داخلی چرخ طیار
20 (mm)	ضخامت چرخ طیار
0.024 (kg.m <sup>2</sup> )	ممان اینرسی چرخ طیار
4.3158 (kg)	وزن چرخ طیار
5000 (rpm)	دور بیشینه‌ی اختیاری
12.5664(N.m.S)	اندازه‌حرکت زاویه‌ای ماکزیمم
1200(w)	توان ماکزیمم مصرفی موتور

### تست چرخ عکس‌عملی ساخته‌شده

بعد از ساخت چرخ عکس‌عملی که براساس نتایج طراحی‌های مفهومی و محاسبات طراحی‌های تفصیلی مطابق نقشه‌های تهیه شده انجام گرفته، لازم است به کمک آزمایش‌های پارامترهای اساسی و مهم مجموعه شناسایی شود، تا از صحت عملکرد چرخ در فرآیند پایدارسازی و مانورهای وضعیت اطمینان حاصل گردد.

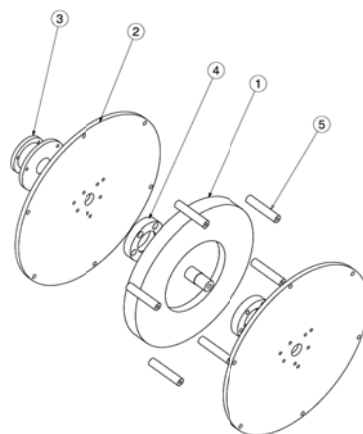
مثابه دیگر موتورهای بدون جاروبک قادر است که دورهای بسیار بالایی را نیز جهت انجام مانورهای سریع فراهم کند و از طرفی دارای وزن بسیار کمی است. تمامی این موارد تأییدی بر صحت انتخاب ماست. مشخصات این موتور در جدول (۱) آمده است.

جدول ۱- مشخصات موتور AXI 4130/16 GOLD LINE

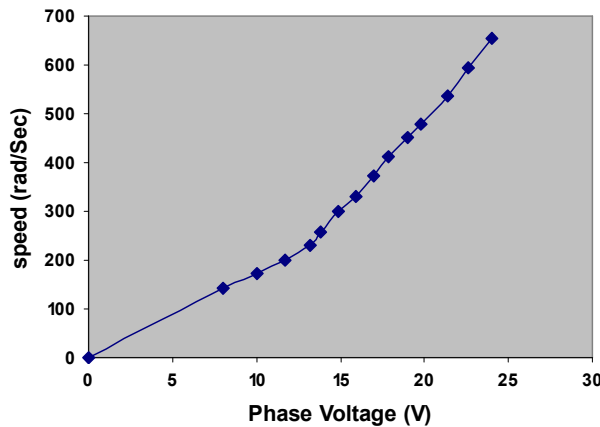
Specification	
No. of cells	16 - 24 5 - 8 Li-Poly
RPM/V	385 RMP/V
Max. efficiency	88%
Max. efficiency current	18 - 40 A (>84%)
No load current / 10 V	1,3 A
Current capacity	60 A/60 s
Internal Resistance	63 mohm
Dimensions (diameter. x length)	49,8x65,5 mm
Shaft diameter	6 mm
Weight with cables	409 g

با توجه به مطالب مذکور، طراحی و انتخاب دو جزء اساسی از چرخ عکس‌عملی یعنی چرخ طیار و موتور صورت پذیرفته است. حال در ادامه به طراحی دیگر اجزای لازم برای تکمیل مجموعه چرخ عکس‌عملی خواهیم پرداخت تا وظایف نگهداری چرخ طیار و موتور و قابلیت نصب بر روی ماهواره را برای ما فراهم آورند. شمایل باز مجموعه چرخ عکس‌عملی طراحی شده را در شکل (۵) مشاهده می‌نمایید.

بدین ترتیب تمامی اجزای مجموعه یک چرخ عکس‌عملی طراحی شده و از نقشه‌های موجود می‌توان یکایک آن‌ها را ساخته و سپس مونتاژ کرد. این مجموعه قابلیت کار در بازه دمای  $50^{\circ}C - 10^{\circ}C$  براساس کاتالوگ موتور خریداری شده و مشخصات فولاد و آلومینیوم را دارد. نمونه ساخته شده از این چرخ عکس‌عملی و مشخصات فنی آن را می‌توان در شکل (۵) و جدول (۲) مشاهده کرد.



شکل ۴- نقشه انفجاری از چرخ عکس‌عملی طراحی شده



شکل ۸- نمودار دور بر حسب ولتاژ فاز از تست چرخ عکس‌عملی

همچنین مطابق شکل (۸) نمودار دور بر حسب ولتاژ فاز تقریباً خطی است، شیب این نمودار به صورت عمومی تقریباً برابر با  $k = 32 (rad/Sec) / V = 305.58 rpm/V$  است؛ همان‌طور که قبلاً نیز ذکر شد، این مقدار همان ضریب تبدیل  $k$  در رابطه دور موتور به ولتاژ است که برای موتور بدون چرخ طیار از جدول (۱) برابر با  $385 rpm/V$  است. این مقدار از ضریب تبدیل  $k$  محاسبه شده برای چرخ عکس‌عملی ساخته شده، نشان از آن دارد که دورگیری چرخ عکس‌عملی ساخته شده بسیار مناسب است. این ادعا به خوبی در شکل (۸) نیز واضح است.

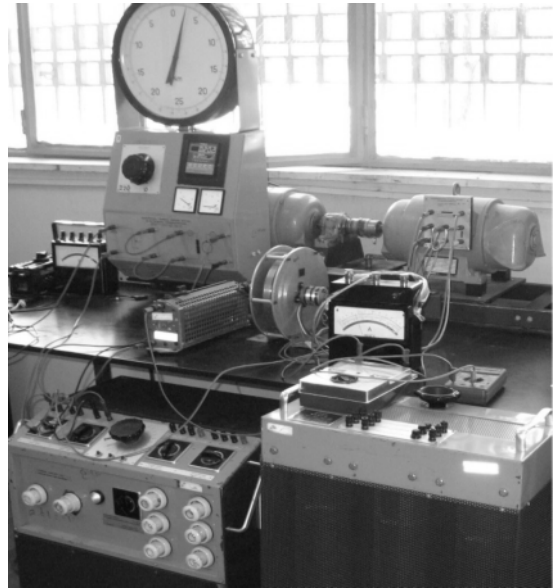
با توجه با ضریب تبدیل  $k$  محاسبه شده، اگر ولتاژ بیشینه قابل تأمین توسط شبیه‌ساز ماهواره یعنی ۲۵ وات را به چرخ عکس‌عملی ساخته شده اعمال نماییم، به دوری حدود  $7640 rpm$  دست می‌یابیم که این مقدار، دور بیشینه قابل تأمین است و از دور اشباع موتور کمتر است؛ و این نشان‌دهنده آن است که با توجه به دور بیشینه عملکردی که در نظر گرفته شده یعنی  $5000 rpm$  هرگز اشباع روی نخواهد داد.

### نتیجه‌گیری

در این تحقیق، چرخ عکس‌عملی به عنوان یکی از مهم‌ترین عملگرهای سیستم کنترل وضعیت ماهواره مورد بررسی، تحلیل و مدل‌سازی قرار گرفت و برای یک شبیه‌ساز سه محوره ماهواره، طراحی و ساخت نمونه‌ای از چرخ عکس‌عملی انجام شد و مورد تست قرار گرفت.

نتایج استخراج شده از نمودارهای دور بر حسب جریان فاز و دور بر حسب ولتاژ فاز از تست چرخ عکس‌عملی ساخته شده حاکی از آن است که با اعمال جریانی حدود ۲۰ آمپر و ولتاژ ۲۵ وات در شبیه‌ساز ماهواره (که قابل تأمین هستند)، چرخ عکس‌عملی

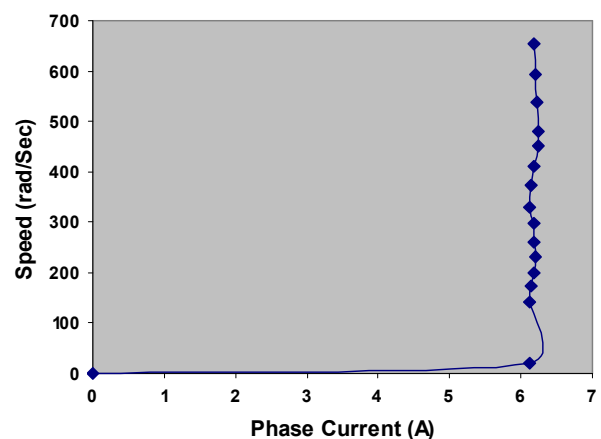
در شکل (۶) نمایی از چرخ عکس‌عملی ساخته شده را در حال تست می‌بینیم:



شکل ۶- میز تست چرخ عکس‌عملی ساخته شده

در ادامه نمودارهای دور بر حسب جریان فاز و دور بر حسب ولتاژ فاز را که در این تست حاصل شده است، در شکل‌های (۷) و (۸) مشاهده می‌کنید.

همان‌گونه که در شکل (۷) مشاهده می‌کنید در نمودار دور بر حسب جریان فاز، جریان تقریباً ماندگار می‌شود که مورد انتظار نیز بود. از آن‌جا که موتور جریان مستقیم بدون جاروبک همانند موتورهای سه‌فاز راه‌اندازی می‌شود، کل جریان اعمالی در این تست، سه برابر مقدار بیشینه این نمودار و در حدود  $8/75$  آمپر است که با توجه به جدول (۱) از مقدار بیشینه آن یعنی ۴۰ آمپر تجاوز نکرده است.



شکل ۷- نمودار دور بر حسب جریان فاز از تست چرخ عکس‌عملی



- [2] Fulcber, R., "A Brushless DC Torquer-Driven Reaction Wheel for Spacecraft Attitude Control", NASA TN D-5265, July 1969.
- [3] Ahronovich, E. and Balling, M., "Reaction Wheel and Drive Electronics For LeoStar Class Space Vehicles", *12<sup>th</sup> Annual/USU Conference on Small Satellites*, 1998.
- [4] Sidi, Marcel J., *Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach*, Cambridge University Press, 1997.
- [5] Casady, W. M., *Reaction Wheel with Brushless DC Motor Drive*, Sperry Farragut Co., NAS 5-9016, April 1966.

[۶] کنجو، تاکاشی و ناگاموری، اس.، *موتورهای الکتریکی مغناطیس دائم و بدون جاروبک*، ترجمه دکتر هاشم اورعی، مهندس احمد غفوری، سحوری مشهد، ۱۳۷۱.

ساخته شده قادر است به خوبی دور و در نتیجه ماکزیمم گشتاور مورد نیاز را تأمین و مانور مطلوب را اعمال کند و این نشان از صحت طراحی چرخ عکس‌العملی ساخته شده دارد.

آنچه بیش از همه در ساخت مجموعه چرخ عکس‌العملی به تأیید رسید، کارایی و قابلیت‌های موتور جریان مستقیم بدون جاروبک است. اگرچه این نوع موتور به لحاظ راه‌اندازی و کنترل پیچیده‌تر از موتورهای جریان مستقیم معمولی است؛ اما به لحاظ کارایی، عمر مفید، عدم نیاز به تعمیر و نگهداری، قابلیت اطمینان، تأمین دور لازم و مصرف انرژی کم بسیار مفیدتر و مناسب برای کار در ماهواره است.

## مراجع

- [1] Emfforce Opsmanual, "Reaction Wheel Design", Dept. of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Space Systems Product Development, Spring 2003, pages 1-11.