نشریه علمی «علوم و فناوری‌های پدافند نوین»

سال دوازدهم، شماره ۴، زمستان ۱۴۰۰؛ ص ۳۹۶- ۳۸۹

علمی- پژوهشی

چیدمان و جانمایی عملگرهای کنترل وضعیت روی بدنه فضاپیما

محمدرضا سلیمی [۱]، حدیثه کریمائی [۲*]، حسن ناصح [۳]، سجاد داوری [۴]

۱، ۲ و۳- استادیار، ۴-دانشجوی دکتری گروه علوم فضایی، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

(دریافت: ۱۴۰۰/۰۶/۳۰، پذیرش: ۱۴۰۰/۰۸/۱۱)

چکیده

یکی از مهم‌ترین مراحل طراحی فضاپیماها، طراحی سامانه کنترلی آن‌ها است. سامانه‌های کنترلی انواع مختلفی دارند که اغلب شامل عملگر-های الکتریکی، عملگرهای گاز سرد و عملگرهای تک‌مؤلفه‌ای هستند. عملگرهای تک‌مؤلفه‌ای نسبت به سایر عملگرها نیروی پیشران بیشتری را تولید می‌کنند و برای مأموریت‌های کوتاه فضایی مقرون به‌صرفه‌تر هستند. در این پژوهش جانمایی ۱۲ عملگر تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی بر روی یک فضاپیما مورد بررسی قرار گرفت. بر اساس گشتاور مورد نیاز، جهت کنترل وضعیت فضاپیما از دوازده عملگر استفاده شد، به این صورت که هر محور توسط چهار عملگر کنترل می‌شود و هر کدام از عملگرها بایستی نیروی پیشران برابر با ۱۰ نیوتن را تأمین کنند. به همین منظور، عملگرهای تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی ۱۰ نیوتنی بکار گرفته شدند. در نهایت نیز سه آرایش مختلف چیدمان جانمایی عملگرها ارائه گردید که آرایش نوع سوم به دلیل مستقل بودن از تغییرات مرکز جرم فضاپیما و زاویه‌دار نبودن عملگرها نسبت به محورهای اصلی، منتخب گردید.

کلیدواژه‌ها: جانمایی، عملگر تک‌مؤلفه‌ای، هیدرازین، فضاپیما، کم‌پیشران

Arrangement and Sizing of Situation Control Thrusters on The Spacecraft Body

M. R. Salimi[1], H. Karimaei[*2], H. Naseh[3], S. Davari[4]

Assistant Professor, Department of Space Sciences, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran.

(Received: 21/09/2021; Accepted: 02/11/2021)

Abstract

One of the most important steps in designing spacecraft is designing its control system. There are many types of control systems, often including electric thrusters, cold gas thrusters, and monopropellant thrusters. Monopropellant thrusters generate more propulsion than other thrusters and are more cost-effective for short space missions. In this study, arrangement of 12 hydrazine monopropellant thrusters on a spacecraft was investigated. Based on the required torque, twelve thrusters were used to control the situation of the spacecraft, so that each axis is controlled by four thrusters and each thruster must provide the propulsion force equal to 10 N. For this purpose, 10 N hydrazine monopropellant thrusters were used. Finally, three different arrangements of thrusters were presented. The third type of arrangement was selected due to its independence from changes in the center of the spacecraft mass and also the zero slope of the thrusters relative to the main axes.

Keywords: Sizing, Monopropellant Thruster, Hydrazine, Spacecraft, Low Thrust.

[*]Corresponding Author Email: karimaei@ari.ac.ir

۱. مقدمه

سامانه کنترل وضعیت پس از جدایش موتور و در فاز خارج از جو در راستای انجام مأموریت کپسول مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این مرحله به کمک سامانه کنترل، پایدارسازی کپسول توسط کنترل نرخ دوران و کنترل وضعیت کپسول برای تغییر زوایای مناسب تا پیش از ورود به جو غلیظ انجام می‌شود. اگر زاویه ورود به جو به خوبی کنترل شود، اغتشاشات ناشی از گشتاورهای آیرودینامیکی در فاز ورود به جو به کمترین مقدار ممکن می‌رسد [۱]. در فاز برگشت نیز کپسول وارد جو غلیظ شده و در ارتفاع مناسب به کمک باز شدن چتر به سرعت حدی مجاز رسانده می‌شود تا فرود ملایمی را داشته باشد. در این فاز نیز پایدارسازی محموله و جلوگیری از حرکت‌های دورانی پیچیده که شتاب‌های ناخواسته زیادی را به کپسول وارد می‌کند از اهداف سامانه کنترلی به حساب می‌آید. درصورتی‌که عملکرد سامانه کنترل در فاز خارج از جو موفق بوده باشد، عملیات کنترل در این فاز بسیار کاهش خواهد یافت. ولی در صورت وجود خطا در فاز قبل و عوامل ناشناخته و پیش‌بینی نشده، طراحی سامانه کنترلی برای این فاز نیز اهمیت زیادی پیدا می‌کند. البته در کپسول‌ها معمولاً در این فاز با ایجاد گردش (رول) ، یک نوع پایداری ذاتی در کپسول ایجاد می‌نمایند تا در برابر اغتشاشات آیرودینامیکی وارده مقاوم باشند و از کنترل‌های فعال کمتر استفاده شود. ولی در مورد کپسول حامل موجود زنده، این روش باید مورد بررسی قرار گیرد تا اثرات ناشی از آن بر روی محفظه آزمایشگاهی در نظر گرفته شود [۲، ۳].

به‌طور کلی سامانه کنترل وضعیت فضاپیماها، یک سامانه دینامیکی حلقه بسته است که اختلاف بین فرمان‌های مرجع قانون هدایت و خروجی وضعیت در کانال‌های مختلف را به‌عنوان ورودی دریافت کرده و دستورات کنترلی متناظر با آن‌ها را برای رسیدن به ورودی مرجع فراهم می‌کند. کنترل وضعیت بر مبنای میزان پایداری و نشانه‌روی به چند شیوه انجام می‌گردد. به ترتیب میزان پیچیدگی، این شیوه‌ها عبارت‌اند از: پایداری سه محوره، چرخش دوگانه، پایداری مومنتومی، پایداری چرخان ساده و گرادیان جاذبه. انتخاب هرکدام از این روش‌ها بر مبنای بیشترین دقت نشانه‌روی موردنیاز که توسط هدف مأموریت تعیین می‌گردد صورت می‌گیرد. برای دقت‌های بسیار بالا (کمتر از ۰/۱ درجه) پیچیده‌ترین و گران‌ترین این سامانه‌ها یعنی سامانه پایداری سه محوره باید انتخاب گردد. همچنین برای دقت‌های پایین، استفاده از سامانه‌های غیرفعال ارزان (مانند گرادیان جاذبه) که بر اساس پاسخ طبیعی فضاپیما به محیط جهت حفظ وضعیت خود می‌باشد، مناسب خواهد بود. البته برای فضاپیماها استفاده از گرادیان جاذبه با توجه به پایین بودن سطح گشتاور، کارایی ندارد [۴].

ریسانک و همکاران [۵] از عملگرهای الکتریکی برای سامانه کنترلی فضاپیمای تاسواره[1] استفاده کردند. چهار عملگر به گونه‌ای بر روی فضاپیما قرار گرفته‌اند که قابلیت دوران و چرخش بر روی دو محور را داشتند. هر یک از عملگرها در فاصله ۱۰ سانتی‌متری و در نقطه مقابل دیگری قرار گرفته است. آن‌ها نسبت نیرو به توان هر یک از عملگرها را برابر با ۱۰ میکرونیوتن بر وات به‌دست آوردند. هارلی و همکاران [۶] از عملگر چهارکاناله جهت کنترل وضعیت و انتقال مداری ماهواره ارتباطی تقویت شده BRICSat-P استفاده کردند. عملگرها در چهار طرف ماهواره قرار داده شدند و به گونه‌ای طراحی شدند که فقط در یک جهت نیروی پیشران را تولید می‌کردند و به ماهواره امکان چرخش در محورهای x و z را می‌دادند، یا به عبارتی گشتاور بر روی این محورها تولید می‌شد. از سویی دیگر، عملگرها گشتاور اعمالی بر محور y را به‌طور مستقیم کنترل نمی‌کردند.

صابری و همکاران [۷] طراحی جانمایی عملگرها را به‌عنوان یکی از مهم‌ترین عوامل تاثیرگذار بر کنترل ماهواره بیان نمودند. آن‌ها سه نوع چیدمان مختلف برای جانمایی عملگرها پیشنهاد کردند که شامل عملگرهای دوتایی، سه‌تایی و چهارتایی بود. انواع جانمایی‌ها از جنبه‌های مختلفی از جمله بازدهی عملکرد و میزان مصرف سوخت توسط آن‌ها بررسی شد و در نتیجه بر اساس پژوهش آن‌ها، جانمایی شامل چهار عملگر به‌عنوان طرح نهایی انتخاب گردید. لیم [۸] چهار عملگر تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی را جهت کنترل وضعیت ماهواره TacSat-4 بکار برد. زمانی که مخزن سوخت کاملاً پر باشد هر یک از عملگرها نیروی پیشرانی برابر با ۴٫۳ نیوتن تولید می‌کنند و با کاهش فشار مخزن، مقدار نیروی تولید شده به ۱٫۶ نیوتن کاهش می‌یابد. دهانه خروجی نازل عملگرها قابلیت دوران ۱۰ درجه‌ای را دارد به این صورت که موجب ایجاد گشتاور بر روی محورهای x و y می‌شوند. عملگرهای هیدرازینی در چهار طرف سینی خدمات ماهواره قرار گرفته‌اند و مخزن سوخت در مرکز سینی مستقر شده است. لازم به توضیح است که تمامی عملگرها در یک صفحه قرار دارند. کالیف و همکاران [۹] از یک عملگر تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی جهت پایداری ماهواره GOES-16[2] که در مدار زمین ثابت (GEO) قرار دارد، استفاده کردند. این ماهواره از چهار عملگر بهره می‌برد که به‌صورت دو جفت در اطراف ماهواره قرار گرفته‌اند. عملگرها جهت پایداری مداری به‌صورت متناوب هر چهار روز به مدت ۹۰ دقیقه کار می‌کنند. نازل خروجی عملگرها در جهت y قرار دارد، به این صورت که جهت y در جهت بردار نرمال مدار و جهت Z در راستای مرکز زمین است.

[1] CubeSat
[2] 16th Geostationary Operational Environmental Satellite

در سامانه کنترل وضعیت کپسول فضایی تحقیق حاضر، از ۱۲ عملگر تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی استفاده می‌شود . این ۱۲ عملگر به سه گروه چهارتایی تقسیم می‌شوند که هر گروه چهارتایی عملگرها جهت کنترل یک محور خاص مورد استفاده قرار می‌گیرند. همچنین سه آرایش مختلف جانمایی عملگرها نیز مورد بررسی قرار می‌گیرد و مناسب‌ترین طرح به‌عنوان طرح نهایی معرفی می‌گردد و در ادامه جزییات و توضیحات دقیق سامانه پیشرانش و علت انتخاب چیدمان منتخب بیان شده است.

۲. روش تحقیق

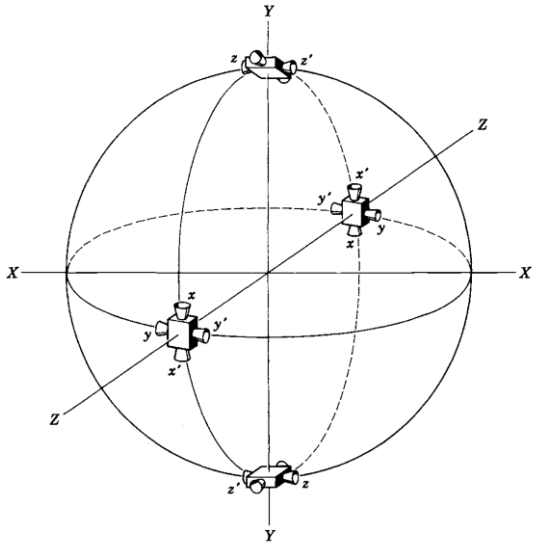
سامانه پیشرانش کنترلی-واکنشی [1](RCS) یک سامانه پیشران کمکی محسوب می‌شود. از این سامانه برای بعضی از مانورهای ویژه فضاپیما استفاده می‌شود. مهم‌ترین کاربرد آن برای تصحیح خط سیر پرواز (افزودن Δu کوچک) و تصحیح موقعیت دورانی فضاپیما است که به آن سامانه کنترل وضعیت [2] می‌گویند. پیشرانش کنترلی-واکنشی در تمام مراحل وسیله متحرک کاربرد دارد ولی بیشترین کاربرد آن در مراحل آخر برای کنترل بار مفید است. برای ایجاد نیروی رانش در این پیش‌برنده‌ها از سامانه‌های گاز سرد (دما پایین یا کرایجنیک)، پیشرانش‌های تک‌مؤلفه‌ای و پیشرانش‌های الکتریکی استفاده شده است. عمر این پیشرانش‌ها بنا به نوع کاربرد آن‌ها می‌تواند تا ده سال باشد. اعمال نیروی رانش در این سامانه می‌تواند در دو جهت مخالف یکدیگر باشد که در این صورت نیاز به دو محفظه احتراق و نازل دارد و در صورتی که نیاز به کاربرد در چهار جهت باشد، باید از چهار محفظه احتراق استفاده کرد. در این صورت باید در چهار محفظه نیروی پیشران برابر، زمان‌های شروع و خاتمه برابر و در فواصل برابر از مرکز جرم قرار داده شوند. در این صورت دوران در جهت عقربه‌های ساعت و خلاف آن در سامانه متحرک ایجاد می‌کند و در مجموع شش درجه آزادی دورانی را به وجود می‌آورد. شکل (۱) سامانه کنترل وضعیت ساده یک فضاپیما را به‌وسیله پیشرانش کنترلی-واکنشی نشان داده شده است. این سامانه از ۱۶ محفظه و نازل برای ایجاد ۱۶ بردار پیشران در ۱۶ محور خروجی تشکیل می‌شود [۱۰].

یک سامانه کنترلی-واکنشی شامل اجزای زیر است:

۱- تجهیزات سنسوری برای تعیین وضعیت: این تجهیزات باید سرعت و موقعیت وسیله را نسبت به جهت مرجع در هر زمان تعیین کند که این کار به‌وسیله ژیروسکوپ‌ها و فرستنده‌های بی‌سیم امکان‌پذیر است.

۲- سامانه کنترل-فرمانی: این سامانه می‌تواند فضای حقیقی و موقعیت دورانی را با موقعیت برنامه‌ریزی‌شده مقایسه کرده و سیگنال‌های فرمانی برای تغییر موقعیت وسیله در بازه زمانی مورد نظر صادر کند.

۳- تجهیزات تغییر موقعیت زاویه‌ای: این تجهیزات شامل چرخ‌های ژیروسکوپی دور بالا و مجموعه‌ای از وسایل کنترل وضعیت بردار پیشران است.



شکل ۱. سامانه ساده کنترل یک فضاپیما به‌وسیله پیشرانش کنترلی-واکنشی متشکل از ۱۶ عملگر [۱۰]

برای ایجاد گشتاور T توسط یک جفت محفظه پیشران با بازوی L و نیروی F از رابطه زیر استفاده می‌شود که برابر است با ممان M_α با شتاب زاویه‌ای α:

$$T = F.L = M_\alpha.\alpha \quad (۱)$$

اگر جسم متحرک استوانه‌ای باشد، این ممان (M_α) برابر است با:

$$M_\alpha = \frac{m.r^2}{2} \quad (۲)$$

اگر جسم متحرک کروی باشد، این ممان (M_α) برابر است با:

$$M_\alpha = \frac{2m.r^2}{3} \quad (۳)$$

اگر شتاب زاویه‌ای در بازه زمانی t ثابت باشد، وسیله متحرک با سرعت زاویه‌ای W مقدار زاویه جابجایی θ را می‌پیماید، یعنی [10]:

$$W = \alpha.t \quad (۴)$$

$$\theta = \alpha.t^2 / 2 \quad (۵)$$

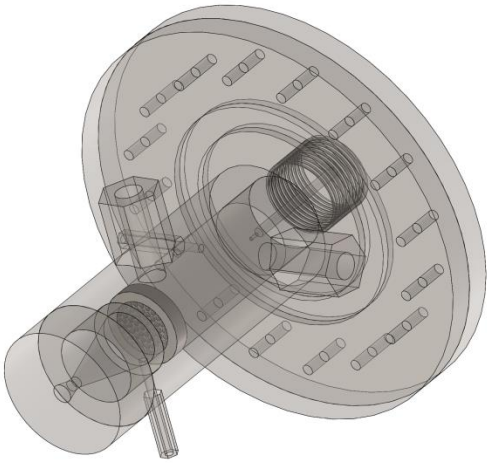
سامانه پیشرانش کنترلی-واکنشی به محض احساس انحراف زاویه‌ای کوچک، دستور تصحیح را صادر می‌کند. معمولاً فضاپیماها نیاز به پالس‌های کوتاه‌مدت (۰/۰۱ تا ۰/۰۳ ثانیه) با پیشران کم (۰/۰۱ تا ۱۰۰ نیوتن) دارند [۱۱].

[1] Reaction control system
[2] Attitude control system

پیشرانش‌های کنترلی-واکنشی را می‌توان با استفاده از دامنه ایمپالس مجموع، سطح پیشران و جهت رانشگر مشخص کرد. دوره کاری این پیشرانش‌ها به تعداد پالس‌های پیشران، زمان عملکرد، بازه زمانی بین کاربردها و زمان‌بندی این عملکردهای کوتاه در مدت‌زمان بازه عملکردی مأموریت، بستگی دارد. چرخه کاری پیشرانش‌های کنترلی- واکنشی ۳۰ درصد به میانگین بازه پیشران و ۳۰ درصد به مدت‌زمان پرواز سامانه پیشرانش بستگی دارد. پارامترهای طراحی این پیشرانش عبارت‌اند از: نوع مأموریت، کنترل و هدایت، دقت مورد نیاز، پایداری پرواز، عدم ترازبندی پیشران، پیشرانش‌های اصلی، تغییرات سه‌بعدی مسیر پرواز و اغتشاشات در خط سیر پرواز [۱۱].

ماهواره‌ها و فضاپیماها برای انجام مانورهای مداری نیازمند زیرسامانه پیشرانش می‌باشند. با وجود تنوع این زیرسامانه، نوع زیرسامانه پیشرانش عمدتاً وابسته به نوع مأموریت فضاپیما است. این زیرسامانه به انواع مختلفی از جمله گاز سرد، الکتریکی، یونی، هسته‌ای و شیمیایی تقسیم می‌شود. زیرسامانه‌های پیشرانش با سوخت شیمیایی نیز شامل سوخت مایع(تک‌مؤلفه‌ای یا دومؤلفه‌ای)، جامد و ترکیبی هستند. با این وجود در اکثر فضاپیماها برای انجام مانور مداری از زیرسامانه پیشرانش سوخت مایع استفاده می‌شود. معمولاً سامانه‌های پیشران تک‌مؤلفه دارای سامانه تغذیه بدون توربوپمپ هستند. موتورهای تک مؤلفه بیشتر به‌عنوان زیرسامانه تعیین وضعیت و تثبیت مداری در ماهواره‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد. در گذشته پیشران تک مؤلفه‌ای بیشتر آب اکسیژنه ۸۰ درصد یا ۹۰ درصد بود اما به تدریج پیشران هیدرازین جای آب اکسیژنه را گرفت. هیدرازین مزیت‌هایی از جمله ایمپالس ویژه بالا(حدود ۳۰ درصد بالاتر)، انبارداری آسانتر نسبت به آب اکسیژنه و دانسیته مناسب را دارا می‌باشد. در رانشگرهای تک‌مؤلفه‌ای واکنش احتراق با عبور جریان پیشران از محفظه کاتالیستی صورت می‌پذیرد. رانشگرهای تک‌مؤلفه‌ای در سامانه‌های پیشرانش ماهواره‌ها با هدف انجام ماموریت‌هایی نظیر کنترل ارتفاع و وضعیت ماهواره و همچنین مانور انتقال مداری ماهواره یا سامانه فضایی لازم بوده و می‌تواند استفاده شود.

به همین منظور در راستای کنترل وضعیت فضاپیما مورد بررسی، یک عملگر تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی ۱۰ نیوتونی در این پژوهش طراحی گردید [۱۲] که در ادامه علت انتخاب این مقدار نیروی پیشران برای عملگر توضیح داده می‌شود. عملگر بررسی شده، از چندین المان مختلف تشکیل شده است که شامل انژکتور (سامانه پاشش)، بستر کاتالیستی، محفظه تجزیه پیشران و نازل همگرا-واگرا است. شیوه عملکرد عملگر تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی به این صورت است که ابتدا هیدرازین از طریق انژکتور به داخل محفظه کاتالیستی تزریق می‌شود. داخل محفظه تجزیه، کاتالیست‌های ایریدیوم قرار گرفته‌اند که هیدرازین در مجاورت آن‌ها تجزیه شده و گاز با دمای بالا ایجاد می‌شود. گازها از محفظه کاتالیستی خارج شده و وارد نازل می‌شوند. سرعت گازهای خروجی با عبور از کانال هم‌گرا-واگرای نازل، افزایش یافته و موجب ایجاد نیروی پیشران در خروجی نازل می‌گردند. طراحی هریک از این المان‌ها به‌طور جداگانه مورد بررسی قرار گرفت. شماتیک عملگر که شامل انژکتور، محفظه تجزیه، نازل و سایر متعلقات در شکل (۲) نشان داده شده است. پیکربندی عملگر به کمک نرم‌افزار سالیدورک[1] تهیه شد. شکل (۳) تصویری از نمونه ساخته‌شده عملگر به‌دست نویسندگان را نشان می‌دهد. مراحل مربوط طراحی این عملگر از مرجع [۱۲] قابل دست‌یابی است.



شکل ۲. نمای سه‌بعدی عملگر

شکل ۳. تصویر نمونه ساخته‌شده عملگر توسط نویسندگان

پارامترهای نهایی عملگر طراحی‌شده در جدول (۱) آورده شده است. این پارامترها شامل مهم‌ترین مشخصات هندسی انژکتور، محفظه کاتالیستی و نازل است. لازم به توضیح است که گرانول‌های کاتالیست، کاملاً محفظه کاتالیستی را پر می‌کنند و دانه‌های کروی شکل آن‌ها از جنس پایه آلومینای پوشیده شده از ایریدیوم با میانگین قطر ذرات ۱/۸ میلی‌متر و ضریب تخلخل بستر ۰/۴ و به مقدار مجموعاً ۵ گرم می‌باشند.

[1] Solid works

جدول ۱. پارامترهای نهایی عملگر

پارامتر	مقدار	واحد
اختلاف فشار دو سر انژکتور	۳	[bar]
قطر نازل انژکتور	۰/۶	[mm]
طول انژکتور	۱/۸	[mm]
زاویه پخ انژکتور	۹۰	درجه
دبی جرمی	۰/۰۰۵	[kg/s]
فشار محفظه	۱۶/۴	[bar]
بارگذاری بستر	۲۸/۲۹	[kg/m^2.s]
طول محفظه	۰/۰۳	[m]
قطر محفظه	۰/۰۱۵	[m]
قطر گلوگاه نازل	۰/۰۰۲۱۴	[m]
قطر دهانه خروجی نازل	۰/۰۰۳۶۴	[m]

۳. نتایج و بحث

تغییر جهت، مسیر و زاویه حرکت فضاپیما نیازمند مجموعه‌ای از حرکات مختلف است. لذا قرارگیری مناسب عملگرها در محورهای x,y,z یا حرکت انحرافی[1]، حرکت گردشی[2] و حرکت پیچشی[3] از اهمیت بسزایی برخوردار است. عوامل بسیار از جمله قدرت عملگر، نوع آن، اندازه، محدودیت فضا و غیره بر انتخاب تعداد و نحوه جانمایی عملگرها تأثیر گذارند. در بسیاری از سامانه‌هایی فضایی که از عملگر بهره می‌برند، عملگرها به‌صورت زوجی، روبروی هم و با جریان خروجی مخالف یکدیگر جانمایی می‌شوند. در اینجا چینش عملگرها به‌صورت ۲ مجموعه چهارتایی و ۲ مجموعه دوتایی است. مجموعه دوتایی دارای دو عملگر در جهت مخالف برای حرکت انحرافی است. مجموعه چهارتایی دارای دو عملگر در جهت مخالف برای حرکت گردشی و دو عملگر برای حرکت پیچشی خواهد بود. از لحاظ ساختار جانمایی، الگوی پیشنهادی مشابه کپسول اوریون است. مشخصات و جهت قرارگیری عملگرها در جدول مشخص گردیده است.

چگونگی چیدمان عملگرها در میزان گشتاور اعمالی بسیار مهم است. معمولاً در طرح جانمایی چیدمان عملگرها از ۱۲ عملگر استفاده می‌شود. به‌منظور چیدمان عملگرها از آرایش‌های مختلفی استفاده می‌شود. نحوه انتخاب نوع آرایش بر مبنای طراحی سامانه کنترل وضعیت به‌منظور خنثی‌سازی گشتاورهای اعمالی به فضاپیما است. بر همین اساس سه نوع آرایش چیدمان عملگرها در ادامه معرفی می‌شود. آرایش چیدمان نوع اول از نمای فوقانی روی بدنه در شکل (۴) نمایش داده شده است [۱۳]. در این نوع آرایش دو جفت از عملگرها در پایین مرکز جرم فضاپیما و چهار جفت دیگر در بالای مرکز جرم فضاپیما قرار گرفته‌اند. این آرایش چیدمان عملگرها دو نقطه ضعف اساسی دارد که یکی وابستگی عملگرها به موقعیت مرکز جرم و دیگری زاویه‌دار بودن آن‌ها نسبت به محورهای اصلی است. موقعیت مرکز جرم فضاپیما از لحظه پرتاب تا اتمام مأموریت به‌صورت لحظه‌ای تغییر می‌کند و به همین دلیل بایستی سامانه کنترلی مستقل از موقعیت مرکز جرم فضاپیما عمل کند. همچنین در صورتی که بردار نیروی پیشران با محورها زاویه‌دار باشد، نیرو به دو مؤلفه تجزیه شده و در نتیجه گشتاور مورد نیاز تأمین نمی‌شود.

جدول ۲. مشخصات عملگرها و محل قرارگیری آن‌ها

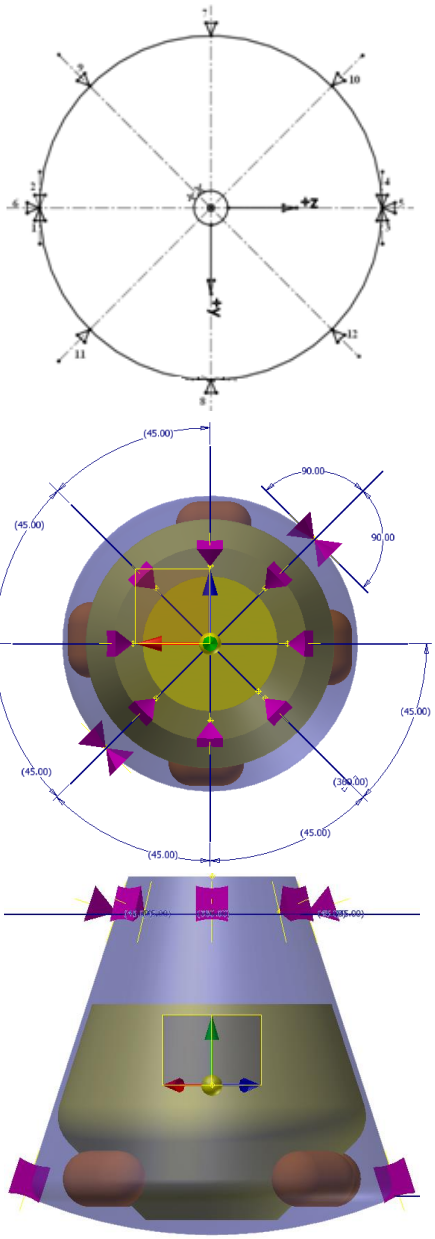
شماره عملگر	محور	نوع پیشران	عملگر هم‌گروه
۱	X	Roll	۱۰
۲	Y	Pitch	۸
۳	-Z	Yaw	۹
۴	-X	Roll	۷
۵	Z	Yaw	۱۱
۶	-Y	Pitch	۱۲
۷	-X	Roll	۴
۸	Y	Pitch	۲
۹	-Z	Yaw	۳
۱۰	X	Roll	۱
۱۱	Z	Yaw	۵
۱۲	-Y	Pitch	۷

آرایش چیدمان نوع دوم از نمای فوقانی روی بدنه در شکل (۵) نشان داده شده است [۱۳]. این آرایش نسبت به آرایش نوع اول، آرایش مناسب‌تری است، زیرا عملگرها در یک صفحه قرار گرفته‌اند و مستقل از مرکز جرم فضاپیما هستند. با این وجود، بردار نیروی پیشران نسبت به محورهای اصلی زاویه‌دار هستند و نقطه ضعف آرایش قبل در اینجا نیز برقرار است.

نحوه چیدمان نوع سوم ۱۲ عملگر از نمای فوقانی روی بدنه فضاپیما در شکل (۶) نشان داده شده است. در این چیدمان، نقاط ضعف دو چیدمان قبل اصلاح شده است. به این صورت که عملگرها از مرکز جرم مستقل بوده و در راستای محورهای اصلی قرار گرفته‌اند. عملگرهای ۱ تا ۴ جهت کنترل محور رول، ۵ تا ۸ محور یاو و ۹ تا ۱۲ جهت کنترل محور پیچ قرار داده شده است.

در این نوع جانمایی (نوع سوم)، تمامی حرکت‌ها به‌صورت زوج نیرو انجام می‌شود. بازوی گشتاور برای تمامی کانال‌ها نیز یکسان و برابر قطر بیشینه محموله است. نکته حائز اهمیت ارتباط نداشتن بازوهای اعمال گشتاورها به محل مرکز جرم محموله است که در طول مأموریت ثابت نبوده و می‌تواند جابجا شود. این موضوع دقت و کارایی سامانه کنترل وضعیت را به میزان قابل توجهی افزایش

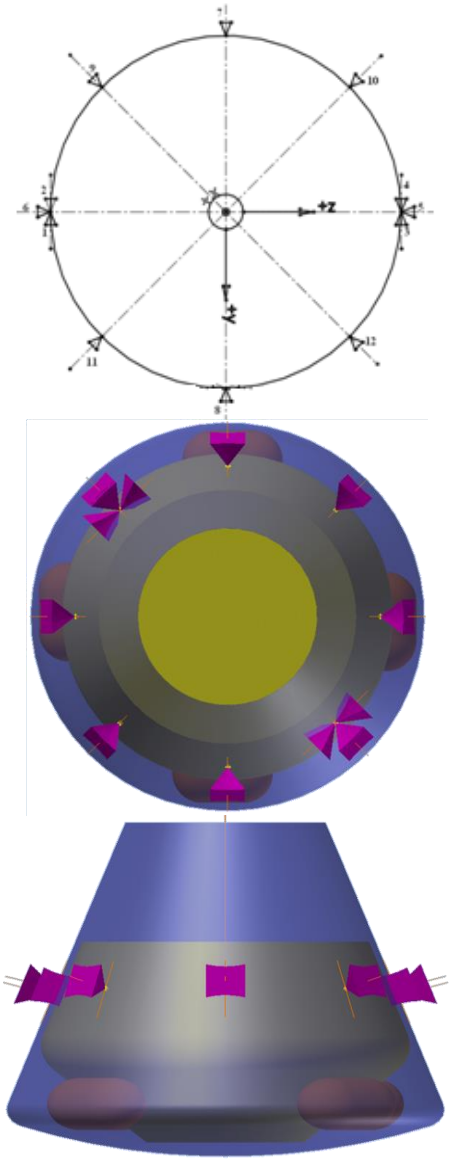
[1] Yaw
[2] Roll
[3] Pitch



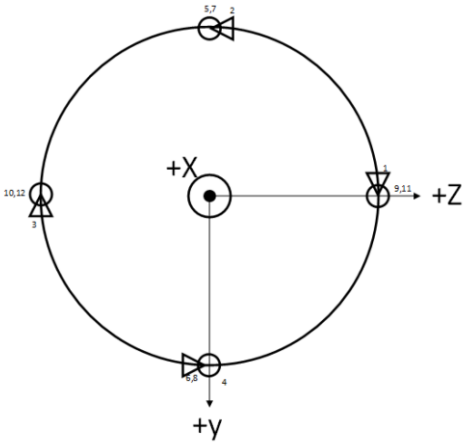
شکل ۴. چیدمان ۱۲ عملگر روی بدنه (نوع اول)

می‌دهد. برای اطلاع از محل قرارگیری دقیق هر مجموعه می‌توان به شکل رجوع کرد.

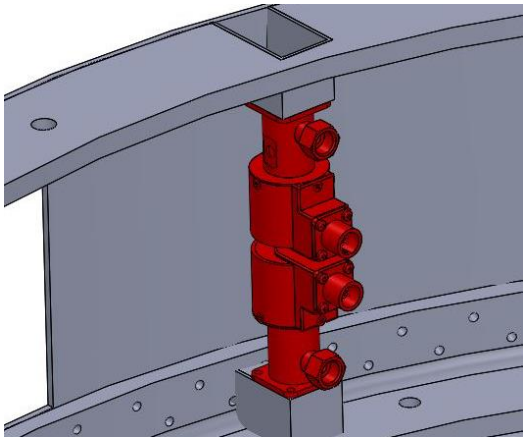
در این راستا، شکل مجموعه دوتایی عملگرهای کانال حرکت انحرافی (یاو) را نمایش می‌دهد. Error! Reference source not found. نیز مجموعه چهارتایی عملگرهای کانال گردش (رول) و پیچش (پیچ) را نمایش می‌دهد. Error! Reference source not found. نیز چیدمان مجموعه عملگرها روی رینگ سامانه خدمات را نمایش می‌دهد. شمارش عملگرها بر اساس Error! Reference source not found. در جهت گردش عقربه‌های ساعت است. محل قرارگیری بر اساس چیدمان بالک‌های حامل بیان می‌شود. بالک۱ نزدیک‌ترین سمت حامل به سکو خواهد بود. همچنین مشخصه دیگر بالک۱ درب محفظه زیستی است، به بیان دیگر مجموعه اول عملگرها همراستا با درب محفظه قرار دارند. لازم به توضیح است که شماتیک جانمایی عملگرها در شکل‌های (۷)، (۸) و (۹) توسط نرم‌افزار سالیدورک رسم گردیده است.



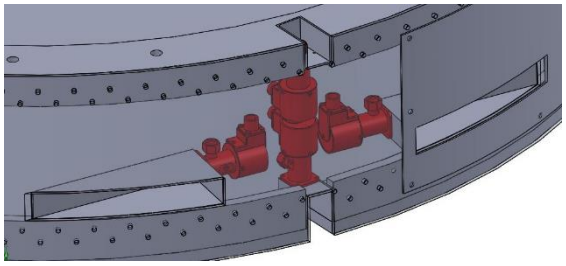
شکل ۵. چیدمان ۱۲ عملگر روی بدنه (نوع دوم)



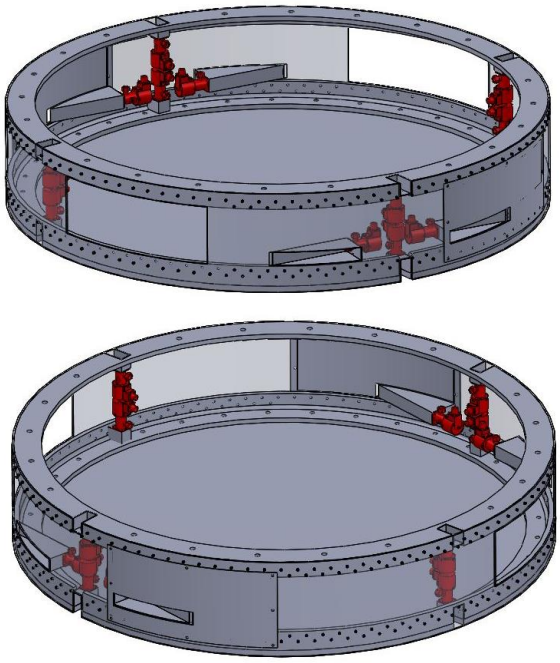
شکل ۶. چیدمان ۱۲ عملگر از نمای فوقانی روی بدنه (نوع سوم)



شکل ۷. عملگرهای دوتایی کانال حرکت انحرافی (یاو)



شکل ۸. عملگرهای چهارتایی حرکت دورانی (رول) و پیچشی (پیچ)



شکل ۹. آرایش مجموعه عملگرها روی رینگ سامانه خدمات از دو نمای مختلف

بر اساس محاسبات انجام‌شده توسط زیرسامانه هدایت و کنترل، مقدار گشتاور مورد نیاز برای سامانه کنترلی فضاپیما بر روی هر یک از محورهای x,y,z برابر با ۲۴/۴۴ نیوتن متر محاسبه شد. همان‌طور که قبلاً اشاره شد، بازوی گشتاور برای تمام عملگرها یکسان است و اندازه آن برابر با شعاع سامانه خدمات است. شکل (۹) نمایی از سامانه خدمات را نشان می‌دهد و منظور شعاع شکل استوانه‌ای شکل است که مقدار آن برابر با ۰/۶۱۱ متر است. در نتیجه مقدار نیروی مورد نیاز بر روی هر محور برابر با ۴۰ نیوتن محاسبه گردید. همان‌طور که بیان شد، آرایش چیدمان ۱۲ تایی برای جانمایی عملگرها انتخاب گردید که بر روی هر محور چهار عملگر قرار می‌گیرد. در نتیجه هریک از عملگرها بایستی ۱۰ نیوتن نیروی پیشران تولید کند که در نتیجه این مقدار نیروی پیشران، مبنای طراحی عملگر قرار گرفت.

۴. نتیجه‌گیری

حمل موجود زنده به فضا به‌صورت زیر مداری یکی از ماموریت‌هایی است که تاکنون توسط فضاپیماها انجام شده است. این مأموریت‌ها در راستای ارسال موجود زنده به فضا و توسعه فنّاوری مرتبط بوده است. با توجه به اینکه از اهداف این کپسول‌ها ایجاد شرایط مناسب در حین پرواز و بازیابی و فرود سالم موجود زنده در کمترین زمان ممکن است، الزامات و قیود سامانه‌ای، فنی و عملیاتی خاص خود را برای تمامی زیرسامانه‌های کپسول ایجاد می‌نمایند. یکی از مهم‌ترین این موارد، کنترل وضعیت فضاپیما می‌باشد. نیروی پیشران سامانه کنترل وضعیت ماهواره و فضاپیما از طریق روش‌های مختلفی تأمین می‌شود. نیروی پیشران تولیدی توسط عملگرهای تک‌مؤلفه‌ای نسبت به روش‌های دیگر بیشتر است. بر همین اساس در این پژوهش بنابر نیروی گشتاور مورد نیاز فضاپیما جهت کنترل وضعیت خود، سامانه کنترلی عملگر تک‌مؤلفه‌ای انتخاب گردید. بعد از انتخاب نوع سامانه کنترلی، با معرفی عملگر ۱۰ نیوتنی طراحی‌شده توسط نویسندگان، آرایش چیدمان عملگرها مورد مطالعه قرار گرفت و سه نوع آرایش چیدمان به‌صورت ۱۲ عملگری انتخاب گردید. آرایش نوع اول دارای نقاط ضعف اساسی بود که شامل وابستگی به موقعیت مرکز جرم و زاویه‌دار بودن بردارهای نیروی پیشران نسبت به بردارهای اصلی مشاهده شد. آرایش نوع دوم عملکرد بهتری دارد، اما همچنان بردارهای نیرو به‌صورت زاویه‌دار نسبت به محورهای اصلی قرار داشتند. در نهایت آرایش نوع سوم که تمام عملگرها در یک صفحه قرار گرفته و مستقل از موقعیت مرکز جرم بودند، منتخب گردید. همچنین در این آرایش، بردارهای نیروی پیشران در راستای محورهای اصلی قرار دارند. پس از تعیین آرایش چیدمان عملگرها، مقدار نیروی پیشران هریک از عملگرها تعیین شد که مبنای طراحی عملگر تک‌مؤلفه‌ای قرار گرفت. این نیرو بر اساس گشتاورهای مورد نیاز سامانه کنترلی محاسبه شد که مقدار گشتاور بر روی هر محور برابر با ۲۴/۴۴ نیوتن متر است و تعیین

می‌کند که نیروی تولیدی هر یک از عملگرها بایستی برابـر بـا ۱۰ نیوتن باشد.

فهرست علائم و اختصارات

T	گشتاور، N.m
L	بازوی گشتاور، m
F	نیرو، N
M_α	ممان اینرسی، $kg.m^2$
t	موقعیت زمانی، s
W	سرعت زاویه‌ای، rad/s
r	شعاع، m
α	شتاب زاویه‌ای ، rad/s^2
θ	زاویه جابجایی، rad

۵. مرجع‌ها

[1] Chin, S. S. “Missile Configuration Design”; McGraw-Hill, 1961.

[2] “NASA Sounding Rockets User Handbook Sounding Rockets Program Office Sub-Orbital”; Spec. Orb. Proj. Dir. NASA GSFC. 2015.

[3] Stevens, B. L.; Lewis, F. L. “Aircraft Control and Simulation”; John Wiley Sons. 1992.

[4] Wie, B. “Space Vehicle Dynamics and Control”; Am. Inst. Aero. Astro. 2008.

[5] Rysanek, F.; Hartmann, J. W.; Schein, J.; Binder, B. “MicroVacuum Arc Thruster Design for a CubeSat Class Satellite”; Small Satell Conf., 2002, 1-7.

[6] Hurley, S.; Teel, G.; Lukas, J.; Haque, S.; Keidar, M.; Dinelli, C.; Kang, J. “Thruster Subsystem for the United States Naval Academy’s (USNA) Ballistically Reinforced Communication Satellite (BRICSat-P)”; Trans. Japan Soc. Aero. Sp. Sci. Aerosp. Technol Japan 2016, 157-163.

[7] Saberi, F.; Mehdi, Z. “Design and Analysis of Gimbal Thruster Configurations for 3-Axis Satellite Attitude Control”; Int. J. Comput. Appl. 2015, 29-38.

[8] Lim, T. “Thruster Attitude Control System Design and Performance for Tactical Satellite 4 Maneuvers”; J. Guid Control Dyn. 2014, 37, 12-37.

[9] Califf, S.; Loto’aniu, T.; Early, D.; Grotenhuis, M. “Arcjet Thruster Influence on Local Magnetic Field Measurements from a Geostationary Satellite”; J. Spacecraft Rockets 2020, 57, 177-186.

[10] Sutton, G. “Rocket Propulsion Elements”; A Wiley-lnterscience Publication, 2001.

[11] Ommi, F. “Space Propulsion and Rocket”; Tarbiat Modares Publication, 2017. (in persian)

[12] Karimaei, H.; Salimi, M.; Naseh, H.; Jokari, E. “Design of Physical Configuration of a 10N Monopropellant Hydrazine Thruster”; J. Sp. Sci. Technol. 2019, 12, 13-22. (In Persian)

[13] Alikhani, A. “The Primary Design of the Conduct, Control, and Navigation Subsystem of the E1 Manned Aircraft”; Aerospace Research Institute, Technical Report, 2014, (In Persian).