

کنترل مداری خودگردان: رویکردی نوین در ماهواره‌های LEO

امروزه، به جهت کاهش هزینه‌ها، استفاده از ماهواره‌های کوچک در مدار LEO مورد استقبال قرار گرفته است. با افزایش مأموریت‌های سنجشی در این مدار که نیاز به ماهواره‌هایی با دقت مداری بالا دارد، کنترل مداری ماهواره‌های LEO در کنار کنترل وضعیت آن‌ها از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. تحقیقات اخیر تلاش کرده‌اند تا با ارائه سامانه کنترل مداری خودگردان بر دقت سامانه بیفزایند و از سوی دیگر هزینه‌ها را بیش از پیش کاهش دهند. این سامانه با حفظ تمام و یا تعدادی از المان‌های مداری ماهواره توسط خود ماهواره، دخالت نیروی انسانی در ایستگاه زمینی را کاهش می‌دهد و در نتیجه نیاز به تعدد ایستگاه‌های زمینی را مرتفع خواهد ساخت. همچنین، این سامانه علاوه بر کاهش هزینه‌ها و افزایش دقت، قابلیت‌هایی را به مأموریت‌های فضایی می‌افزاید که پیش از این وجود نداشته‌اند. این تحقیق با بیان ویژگی‌های سامانه کنترل مداری خودگردان و نیز بررسی تحقیقات نظری و عملی در این رابطه به تحلیل رویکردهای استفاده از این سامانه خواهد پرداخت.

واژه‌های کلیدی: کنترل مداری خودگردان، کاهش هزینه، مدار LEO

محمد علی شاهی آشتیانی^۱، استادیار،
مجتمع دانشگاهی هوا و فضا، دانشگاه
صنعتی مالک اشتر
حجت طائی^{۲*}، استادیار، مجتمع
دانشگاهی هوا و فضا، دانشگاه صنعتی مالک
اشتر.
محمد بیانوندی^۳، دانشجوی دکتری،
مجتمع دانشگاهی هوا و فضا، دانشگاه
صنعتی مالک اشتر

*نویسنده مخاطب، آدرس تهران، کد پستی:
۱۵۸۷۵-۱۷۷۴

hojattaei@mut.ac.ir

Autonomous Orbit Control: A New Approach in LEO Satellites

Today, in order to reduce costs, the use of small satellites in LEO orbit has been considered and by increase of observation missions in this orbit, which requires high orbital precision satellites, orbital control of LEO satellites beside attitude control has been especially important. Recent researches have tried to increase system's accuracy and on the other hand, reduce costs more than before by offering autonomous orbit control system. This system has reduced human intervention in the ground station by maintaining all or some of satellite orbital elements via satellite itself and thus has eliminated need of multiple ground stations; also in addition to cost reduction and accuracy increase, it adds abilities to space missions that did not exist before. This research will analyze approaches of using autonomous orbit control by expressing features of this system and reviewing theoretical and practical researches in this regard.

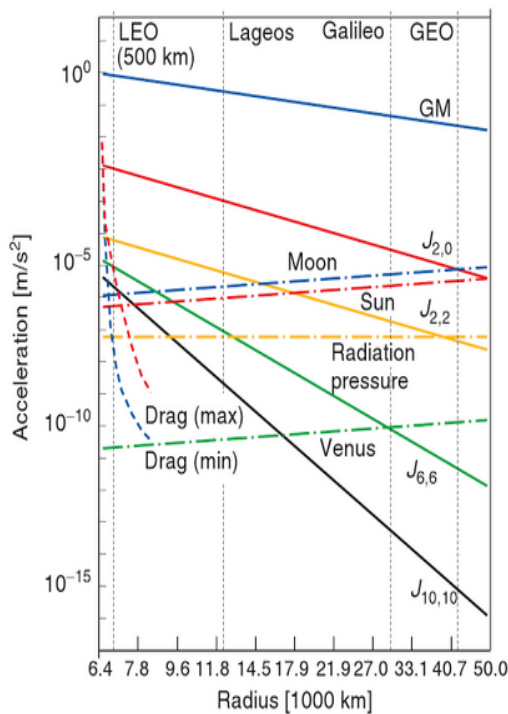
Keywords: Autonomous Orbit Control, Cost Reduction, LEO Orbit

M. Alishahi Ashtiani¹, Assistant
Professore, Maleke Ashtar Technical
University
H. Taei^{2*}, Assistant Professore,
Maleke Ashtar Technical University
M. Binavandi³, PhD Student,
Maleke Ashtar Technical University

*Corresponding Author, Postal
Code: 15875-1774, Tehran, IRAN

hojattaei@mut.ac.ir

ویژگی‌های مدار (ارتفاع، زوایای قرارگیری در مدار و ...) می‌توانند اثرات متفاوتی بر روی مدار ماهواره داشته باشند.



شکل ۱- اثر نیروهای مختلف عمل‌کننده بر روی ماهواره در ارتفاعات متفاوت [۱]

مقدار شتاب‌های مختلف بر روی مدار ماهواره‌ها در ارتفاعات متفاوت (در مقیاس لگاریتمی) در شکل (۱) دیده می‌شود. وجود اغتشاشات سبب می‌شود که ماهواره از مداری که برای آن طراحی و در نظر گرفته شده‌است (مدار مرجع)، خارج شود. فرآیند جبران این تغییرات و به عبارتی بازگرداندن ماهواره به مدار طراحی شده، «کنترل مدار» ماهواره نامیده می‌شود. هدف اصلی سیستم کنترل مداری را می‌توان تضمین پیروی ماهواره از یک مسیر از پیش‌تعیین شده با وجود اغتشاشات مسیر (مانند اغتشاشات گرانشی، نیروی پسا، فشار تابش خورشیدی یا دینامیک‌های مدل نشده) یا وجود قیدهایی همچون میزان سوخت در اختیار، میزان نیروهای کنترلی و دقت پیروی از مسیر، دانست. در واقع هر جا که مباحث کنترلی با دینامیک مداری گره می‌خورند، زیرمجموعه‌ای از کنترل مدار به حساب خواهد آمد. با این حساب، مهم‌ترین زیرمجموعه‌های حوزه کنترل مدار عبارت است از:

- کنترل مدار تک ماهواره (در مدارها و ارتفاعات مختلف، حول اجرام مرکزی متفاوت و ...)
- کنترل منظومه‌های ماهواره‌ای؛

مقدمه

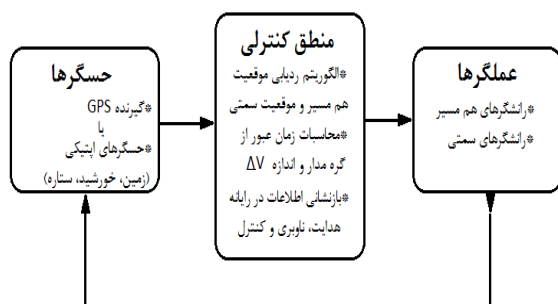
با توجه به کاربردهای روزافزون ماهواره‌های کوچک به ویژه در مدار LEO با کاربردهای مختلف تحقیقاتی، نظامی و غیره، همچنین هزینه اندک ساخت آن‌ها در مقایسه با ماهواره‌های بزرگ‌تر، بخش زیادی از تحقیقات دانشمندان به تعریف مأموریت‌های مختلف با استفاده از این ماهواره‌ها اختصاص پیدا کرده‌است، که توانمندی‌های دقیقاً جدیدی را در آن‌ها می‌طلبد. از جمله این توانمندی‌ها حفظ موقعیت ماهواره در پروازهای گروهی یا مأموریت‌های سنجشی خاص است. سیستم کنترل و پایدارسازی مداری و وضعی در ماهواره‌های کوچک در مدارهای LEO به علت وجود اغتشاشات (عدم کرویت زمین، پسای جو، میدان جاذبه، تابش خورشید و ...) علاوه بر سادگی، باید بیشتر دارای دقت و قابلیت اطمینان بالایی در حضور عدم قطعیت‌های المان‌های مداری و همچنین وابستگی‌های موجود میان حرکت انتقالی و وضعی ماهواره باشد.

امروزه یکی از راه‌کارهای کاهش هزینه‌های فضایی استفاده از ماهواره‌های کوچک در گروه‌های چندتایی از ماهواره‌هاست که در آن کنترل موقعیت نسبی یا مطلق ماهواره‌ها اهمیت ویژه‌ای دارد. بنابراین با توجه به رویکرد جهانی و پیش‌بینی چنین قابلیت‌هایی در ماهواره‌ها، لازم است در زمینه کنترل موقعیت مداری ماهواره‌ها به عنوان لازمه چنین مأموریت‌هایی به صورت اساسی تحقیقات و نوآوری‌هایی صورت پذیرد. هدف از این تحقیق، بررسی نظری ایده کنترل مداری خودگردان، ویژگی‌ها و مزایای آن و همچنین مرور کاربردهای عملیاتی این روش و نتایج حاصل از آن‌ها خواهد بود.

کنترل مداری

مدار یا مسیر حرکت هر ماهواره یا فضاپیما براساس نیازهای مأموریتی، طراحی و انتخاب می‌شود، در نتیجه برای آنکه نیازها و ملزومات مأموریتی ماهواره برآورده شوند، ماهواره باید به‌طور دقیقی در مدار طراحی شده قرار بگیرد، بنابراین معمولاً پس از پرتاب ماهواره به فضا و تزریق آن در مدار، یک عملیات مداری برای رسیدن ماهواره به مدار دلخواه صورت می‌پذیرد که به آن «اکتساب مدار» گفته می‌شود. اما این کار برای برآورده کردن الزامات و محدودیت‌های مداری تا آخر عمر ماهواره، کفایت نخواهد کرد. هر ماهواره از LEO تا GEO تحت تأثیر اغتشاشات مداری قرار دارد؛ به جز در برخی موارد خاص که مدار ماهواره با حسن استفاده از بعضی اغتشاشات مداری طراحی می‌شود (و وجود و حضور آن اغتشاشات در ارضای ملزومات مأموریتی لازم است). هرکدام از این اغتشاشات، بنا به

صورت می‌گرفته است. به طور معمول، تصحیح مدار و حفظ موقعیت در تمام فازهای مأموریت، نیاز به اعمال تصمیم‌گیری و کنترل از سمت کارکنان پایگاه زمینی داشته است. بار محاسباتی کنترل ماهواره که شامل تحلیل مداری، تصحیح مدار و حفظ موقعیت است، بر عهده رایانه‌های موجود بر روی زمین بوده است. اما تقریباً از سال ۱۹۹۲ کنترل مداری خودگردان و همراه مورد توجه محققان و دانشمندان فضایی (البته در آن زمان به صورت محدود) قرار گرفته است [۲]. منظور از کنترل مداری خودگردان و همراه (که حفظ موقعیت خودگردان نیز نامیده می‌شود) آن است که ماهواره خودش به تنهایی بتواند به صورت خودکار و خودگردان تمام المان‌های مداری خود را حفظ کند و ثابت نگه دارد [۳]. در سال ۱۹۹۹ اولین ماهواره (با نام UoSAT-12) که دارای کنترل مداری کاملاً خودگردان و همراه بود، به فضا پرتاب شد [۴]. البته آزمایش این قابلیت کاملاً جدید، در آخرین دوره عمر این ماهواره صورت گرفته است و عملاً این آزمایش به عنوان یکی از اهداف درجه دوم آن محسوب شده است. بنابراین مدت زمان زیادی نمی‌گذرد که قابلیت کنترل مدار خودکار و خودگردان برای ماهواره‌ها، مورد توجه قرار گرفته است. در سال‌های اخیر با پیشرفت چشمگیر سخت‌افزارها (مانند حسگرها و پردازنده‌ها) و همچنین مطرح شدن مأموریت‌هایی مانند مسئله پرواز هماهنگ ماهواره‌ها، کنترل خودگردان و همراه نیز پیشرفت‌های بسیار خوبی پیدا کرده است. در شکل (۲) ساختار کلی یک سامانه کنترل مداری خودگردان به همراه اجزای پیشنهادی آن قابل مشاهده است.



شکل ۲. ساختار کلی سامانه کنترل مداری خودگردان [۳]

قابلیت‌های کنترل مداری خودگردان

کنترل مداری خودگردان و همراه، قابلیت‌هایی را ایجاد می‌کند، که پیش از این، در مأموریت‌های فضایی وجود نداشتند، که از جمله آن‌ها می‌توان به موارد جدول (۱) اشاره کرد:

- ملاقات و لنگرگیری ماهواره‌ها؛
- پرواز هماهنگ ماهواره‌ها؛
- طراحی مانورها و انتقال‌های مداری (اکتساب مدار، خروج از مدار و ...)
- ممانعت از برخورد ماهواره‌ها.

در سال‌های متمادی (مخصوصاً در سال‌های اخیر)، کارهای بسیار زیادی چه در عرصه آکادمیک و چه در عرصه صنعت، در حوزه‌های ملاقات و لنگرگیری، کنترل منظومه‌ها و حتی پرواز هماهنگ ماهواره‌ها (با وجود بسیار جدید بودن نسبت به سایر مأموریت‌های فضایی)، صورت گرفته است. اما به هر دلیلی کنترل مدار تک‌ماهواره (به ویژه کنترل مداری خودگردان) خیلی مورد توجه پژوهشگران قرار نگرفته است و در حداقل‌ترین حالت می‌توان گفت که منابع به نسبت کمتری در این رابطه در دسترس است.

به دلیل تفاوت دینامیک ماهواره‌های LEO یا GEO روش‌ها و مفاهیمی که در کنترل مدار این ماهواره‌ها به کار می‌رود با یکدیگر متفاوت است. به عنوان مثال، در ارتفاعات پایین، شتاب اغتشاشی حاصل از هارمونیک منطقه‌ای 2J و نیروی پسا بیشترین اثر را بر روی مدار دارند و در نتیجه افزایش ارتفاع و جلوگیری از تغییر زوایای خاصی از مدار (همانند شیب مداری) مهم‌ترین اهداف سیستم کنترل مدار در کنترل مدارهای LEO هستند؛ در حالی که در ماهواره‌های GEO بیشترین اثرات اغتشاشی، ناشی از فشار تابش خورشیدی و گرانش اجرام سوم است و حفظ طول و عرض جغرافیایی ماهواره، برای سیستم کنترل مدار در مورد این نوع از ماهواره‌ها اهمیت بیشتری خواهد داشت. با توجه به نوع حرکت ماهواره‌های LEO، در اغلب موارد از عبارت «حفظ مدار» برای بیان مسئله کنترل مدار استفاده می‌شود؛ در حالی که برای ماهواره‌های GEO، غالباً عبارت «حفظ موقعیت» به کار برده می‌شود. اما گاهی از هر دوی این عبارات و حتی عبارت‌هایی همچون «نگه‌داشتن مدار» و «اصلاح مدار» و عباراتی نظیر اینها نیز برای عنوان مسئله کنترل مدار در موارد مختلف استفاده می‌شود.

کنترل مداری خودگردان

کنترل مداری ماهواره‌ها، چه در مورد ماهواره‌های ارتفاع پایین و چه در مورد ماهواره‌های زمین‌آهنگ، در ابتدا از طریق زمین

1. Orbit Keeping
2. Station Keeping
3. Orbit Maintenance
4. Orbit Correction

جدول ۱- قابلیت‌های کنترل مداری خودگردان [۳-۱۷]

ردیف	قابلیت	توضیح
۱	همه المان‌های مداری ماهواره به صورت خودکار و خودگردان کنترل می‌شوند	تناوب مداری (و در نتیجه نیم قطر اصلی و یا ارتفاع مدار)؛ خروج از مرکز؛ آرگومان نقطه‌ای حضيض مداری؛ زاویه آنومالی صحیح و میانگین؛ زاویه‌پیشیب مداری؛ صعود حقیقی کره صعود.
۲	ماهواره یک مسیر کاملاً قابل پیش‌بینی را طی می‌کند.	موقعیت ماهواره در تمام زمان‌های آینده (تا هر زمانی که مطلوب باشد) قابل پیش‌بینی است؛ رد زمینی (یا رد اینرسی) ماهواره همواره ثابت باقی خواهد ماند و در صورت نیاز کاربر می‌تواند تغییر یابد.
۳	فرآیند محاسبه موقعیت‌های آینده ماهواره بسیار ساده خواهد شد.	تأخدی که هر پایگاه زمینی که دارای یک پردازنده معمولی است، می‌تواند آن را انجام دهد.
۴	دست طراحی برای طراحی و انجام مأموریت‌های فضایی در آینده بازتر خواهد شد.	طراحی محموله؛ طراحی مانور برای رسیدن به یک پوشش زمینی خاص؛ جلوگیری از مشکلات بالقوه تداخل فرکانس‌های رادیویی با برخورد‌های فیزیکی ماهواره‌ها با یکدیگر و با زباله‌های فضایی.
۵	به دلیل جلوگیری از افت ارتفاع، گشتاورهای مزاحم نسبت به فرآیندهای کنترل مداری معمول بسیار کمتر خواهد بود.	اندازه و میزان پاسخ‌دهی عملکردهای کنترلی می‌تواند کاهش پیدا کند، در نتیجه کاهش مصرف سوخت و کاهش هزینه و وزن ماهواره را در پی خواهد داشت؛ محدودیت‌های ناشی از تعیین زمان مانورهای حفظ موقعیت می‌تواند کاهش یابد و یا حذف شود.
۶	ماهواره نسبت به روش‌های کنترل مداری معمول سوخت کمتری مصرف می‌کند	حفظ موقعیت خودگردان سبب می‌شود که ماهواره در بالاترین ارتفاع کاری خود بماند؛ نسبت به حالتی که ارتفاع آن کاهش یابد و سپس با یک مانور دوباره به ارتفاع قبلی برگردد (باید توجه شود که چگالی جو زمین به صورت نمایی با ارتفاع کاهش می‌یابد)؛
۷	ریسک کمتر	چنانچه خطای عملکردی و یا ارتباطی رخ دهد همچنان کنترل مداری به صورت صحیح ادامه خواهد داشت و اگر این سامانه از کار بیفتد ماهواره به کلی از کار نمی‌افتد بلکه به آرامی دچار بازگشت به جو می‌شود به صورت کلی در صورت خطای احتمالی در این سامانه نسبت به سامانه حفظ مداری رایج و سامانه کنترل وضعیت، تبعات کمتری خواهد داشت.
۸	راه‌حلی برای منظومه‌های بزرگ ماهواره‌ای	در منظومه‌های بزرگ ماهواره‌ای چنانچه قرار باشد موقعیت نسبی ماهواره‌ها کنترل شود، پردازش بسیار پیچیده‌تری نسبت به حفظ موقعیت مطلق ماهواره‌ها با استفاده از این سامانه خواهد داشت. در منظومه‌های ماهواره‌ای حفظ موقعیت مطلق دارای مزیت‌هایی نسبت به حفظ موقعیت نسبی است و حتی نسبت به آن دارای نقصی هم نیست، که عبارتند از: ساختار کنترلی مقاوم، سوخت کمتر و شناسایی تاریخچه زمانی موقعیت تمام ماهواره‌ها.

بیشتر دلایل فوق، باعث کاهش هزینه‌های مأموریت نیز خواهد شد. کنترل مداری خودگردان می‌تواند برای مخابرات راه دور، مشاهدات زمینی و مأموریت‌هایی که مربوط به مطالعات زمین‌شناسی می‌شوند، به کار رود [۴]. چرا که به وسیله آن‌ها می‌توان با دقت بسیار بالایی ماهواره را کنترل کرد.

سامانه کنترل مداری مستقل دارای یک دقت اصلی در حدود ۰/۲ تا ۰/۴ ثانیه (۱۵) است. برای رسیدن به این دقت، به سامانه ناوبری با دقتی برابر با بیش از ۲۰ درصد دقت اصلی نیاز است. بنابراین سامانه ناوبری (در زمان عبور از گره) باید دارای دقتی برابر با ۰/۴ تا ۰/۰۸ ثانیه باشد، که با ۳۰۰ تا ۶۰۰ متر در موقعیت هم‌مسیر معادل است. این مسئله به خوبی با استفاده از GPS قابل دسترس است. برای حفظ ارتفاع، همچنان باید گریز از مرکز در حدود صفر نگهداشت، بنابراین چنانچه رانشگرها تنها در یک نقطه از مدار مانند اطراف گره صعودی، مورد استفاده قرار گیرند آنگاه امکان افزایش گریز از مرکز و جدایی قابل توجه در منظومه ماهواره‌ای وجود دارد. بنابراین لازم است تا پیش‌ران‌ها در نقاط مختلفی در طول مداری اعمال شوند، که برای این مسئله دو راه حل پیشنهاد می‌شود [۳]:

۱. نخستین راه‌حل برای کنترل گریز از مرکز این است که، نقطه اوج تخمین زده شود و رانشگر در این نقطه عمل کند، به گونه‌ای که حضيض افزایش یابد. البته برای مدارهای نزدیک به دایروی تخمین حضيض دشوار خواهد بود. این امر ساده‌ترین راه مقابله با اغتشاشات در موقعیت نزدیک به اوج خواهد بود. اگر مدار نزدیک به دایروی بود این نقطه می‌تواند هر نقطه‌ای از مدار باشد، اگر در هر زمانی گریز از مرکز افزایش زیادی یافت، آنگاه همین منطق برای افزایش حضيض و دایروی‌سازی مجدد مدار می‌تواند ادامه پیدا کند.

۲. دومین راه کنترل گریز از مرکز این است که پیش‌ران در موقعیت‌های متقابل با اختلاف فاز حدود ۱۸۰ درجه در مدار مورد استفاده قرار گیرند. این امر به ما این اجازه را خواهد داد که، با استفاده از افزایش و مدور کردن پیوسته مدار، گریز از مرکز را حفظ نماییم. هنگامی که دو نقطه با اختلاف فاز ۱۸۰ درجه قابل انتخاب باشد، بهترین انتخاب برای این دو نقطه گره صعودی و نزولی خواهند بود. اگر پیش‌ران در هر سومین مدار اعمال شود، آنگاه پیش‌ران در گره صعودی در هر اولین، هفتمین، سیزدهمین و نوزدهمین مدار می‌تواند اعمال شود، در حالی که پیش‌ران در گره نزولی در چهارمین، دهمین و شانزدهمین مدار می‌تواند اعمال شود. (در واقع برای کنترل

نیاز نخواهد بود و در نتیجه با حذف آن مجموعه‌ای از رانشگرها را می‌توان از ماهواره حذف کرد [۴].

در ارتفاع ۸۰۰ تا ۱۰۰۰ کیلومتر پسای آیرودینامیک به شدت کاهش می‌یابد، بنابراین کنترل موقعیت در این ارتفاع نرم‌تر و کم‌مصرف‌تر خواهد بود. در ارتفاع ۱۵۰۰ کیلومتری از آنجا که پسا به شدت کاهش می‌یابد، لذا به پیشران معکوس (در جهت عکس حرکت) نیز گاهی نیاز است. در تمام ماهواره‌های LEO کنترل موقعیت سمتی همانند کنترل موقعیت هم‌مسیر برای ماهواره‌های ارتفاع بالا است. نیروی مدت‌دار بزرگی برای غلبه بر آن وجود ندارد، و تمام نیروی روبه جلو و عقب توسط کنترل اعمال می‌گردد [۳].

از آنجا که یکی از بهترین کاربردهای سامانه کنترل مداری خودگردان، استفاده از این سامانه در منظومه‌های ماهواره‌ای است، باید اشاره کرد که تاکنون معمولاً این منظومه‌ها به صورت نسبی کنترل می‌شدند و در مقابل سامانه کنترل مداری خودگردان با ارائه قابلیت حفظ منظومه به صورت مطلق (هر ماهواره موقعیت خود را نسبت به مدار مرجع حفظ می‌نماید) می‌توان این دو حالت را مطابق جدول (۲) این‌گونه مقایسه کرد:

جدول ۲- مقایسه حفظ مداری نسبی و مطلق [۳]

ویژگی	حفظ موقعیت	
<ul style="list-style-type: none"> حفظ موقعیت به ارتباط متقابل بین ماهواره‌ها وابسته است. ارتباطات پیچیده منجر به افزایش خطا در ارتباطات و در نهایت افزایش ریسک برخورد می‌گردد. هزینه عملیاتی بالاست. منطق متفاوتی را در منظومه‌های بزرگ‌تر نیاز دارد. نیازمند انتقال اطلاعات بین ماهواره‌هاست. 	معایب	نسبی
<ul style="list-style-type: none"> تعداد دفعات مانور بالا. حداقل کردن مصرف سوخت. ارتباطات ساده. موقعیت‌های ماهواره پیشاپیش شناسایی می‌شود. ماهواره‌ها به‌طور خودگردان خود را در مدار حفظ می‌کنند. موقعیت ماهواره‌های دیگر را بدون نیاز به ارتباط با ماهواره‌های داخلی شناسایی می‌کند. ردیابی ساده‌تر ماهواره‌ها در ایستگاه زمینی. منظومه‌های بزرگ‌تر نیازمند منطق مشابه منظومه‌های کوچک‌تر است. کمتر دچار شکست می‌شود. الگوی منظومه کاملاً قطعی است. 	معایب	مطلق
	مزایا	

گریز از مرکز در دو گرهِ پیشران خواهیم داشت و این غیر از پیشران مورد استفاده برای حفظ موقعیت هم‌مسیر است). خطای سمتی^۶ در ماهواره‌های مدار LEO، شامل خطا در زاویه شیب و گرهِ صعودی است. یک خطای کوچک در موقعیت گرهِ معمولاً افزایش نمی‌یابد و در نتیجه مشکل بلند مدتی نخواهد بود. متأسفانه پخی زمین موجب انحراف از موقعیت هم‌مسیر از گرهِ به صورت پیوسته می‌گردد، و نرخ این انحراف گرهِ نیز متناسب با کسینوس زاویه شیب خواهد بود، در نتیجه تغییرات کوچک در زاویه شیب منجر به تفاوت در نرخ انحراف گرهِ می‌شود. بنابراین هنگامی که نرخ انحراف گرهِ مورد توجه قرار نگیرد، نرخ میانگین انحراف تمام مدارهای ماهواره برای کنترل سمتی ماهواره اهمیت خواهد داشت. بنابراین تغییرات در زاویه شیب به مرور زمان منجر به زوال منظومه یا کنترل سمتی ماهواره خواهد شد. در نتیجه نرخ انحراف گرهِ را باید با حفظ زاویه شیب در یک مقدار مناسب، حفظ کرد. زاویه شیب ماهواره ذاتاً در طول عمر ماهواره ثابت است. اغتشاش چشمگیری که موجب انحراف پیوسته زاویه شیب به اندازه انحراف گرهِ یا تنزل مداری به علت پسای آیرودینامیکی باشد، وجود ندارد. بنابراین اغتشاش طولانی مدتی برای جبران کردن آن وجود ندارد، و حفظ موقعیت سمتی ماهواره صرفاً یک مسئله کنترلی خواهد بود که مقدار میانگین زاویه شیب را حفظ می‌کند تا موقعیت نسبی ماهواره و در راستای آن ساختار منظومه‌ای ماهواره حفظ گردد. بنابراین با در نظر گرفتن نرخ انحراف گرهِ در طول زمان و اصلاح آن از طریق تصحیح در زاویه شیب این کنترل انجام می‌گیرد. این فرآیند خطاهای کوچک در تزریق مداری و فرآیند اندازه‌گیری را حذف می‌نماید. در نتیجه ΔV ‌های مورد نیاز برای کنترل موقعیت سمتی کوچک هستند و پالس‌های پیشران می‌توانند کوچک و محدود باشند. با این وجود سطوحی از کنترل موقعیت سمتی نیازمند حفظ نرخ انحراف گرهِ و همچنین زاویه شیب به صورت هم‌زمان هستند، تا از تزویج بین اغتشاشات موقعیت سمتی و هم‌مسیر ماهواره جلوگیری شود [۳].

کنترل سمتی مدار ماهواره نیازمند کنترل موقعیت هم‌مسیر است، زیرا نرخ انحراف گرهِ وابسته به زاویه شیب و ارتفاع است. اما کنترل موقعیت هم‌مسیر را می‌توان بدون کنترل سمتی انجام داد، بسیاری از مأموریت‌ها شاید نیازمند کنترل سمتی نباشند، زیرا اغتشاش طولانی‌مدت طبیعی برای تغییر نرخ انحراف گرهِ وجود ندارد. بنابراین اگر مقادیر اولیه مدار مناسب باشد و خطای اولیه‌ای نداشته باشیم و همچنین محدوده نوسان سمتی ماهواره به اندازه کافی بزرگ باشد، در نتیجه به کنترل سمتی ماهواره

6. Cross

بنابراین با توجه به ضعف موقعیت نسبی ماهواره‌ها در منظومه‌های بزرگ ماهواره‌ای، می‌توان مأموریت‌های منظومه‌ای جدول (۳) را با استفاده از سامانه کنترل مداری خودگردان متصور شد.

جدول ۳- منظومه‌های ماهواره‌ای که می‌توان سامانه کنترل مداری خودگردان را برای آن‌ها تعریف کرد [۷]

ردیف	نام	نوع	ارتفاع (کیلومتر)	زاویه شیب (درجه)	تعداد ماهواره	صفحات
۱	GPS	پهنه‌شده	۲۰۲۰۰	۵۵	۲۱ به علاوه ۳ یدک	۶
۲	Glonass	۲-۱- GEO	۱۹۱۰۰	۶۴/۸۰	۲۱ به علاوه ۳ یدک	۳
۳	Iridium	قطبی	۷۶۵	۹۰	۶۶	۶
۴	Global Star	دایروی	۱۲۸۶	۴۷/۵۵	۴۸-۲۴	۱۴(۸۶)
۵	Aries	دایروی	۱۰۲۲	۹۰	۴۸	۴
۶	Orb Comm	دایروی	۷۸۵	۴۵	۲۶	۳
۷	Teledesic	LEO	۷۰۰	۹۸/۲	۸۴۰ به علاوه ۸۴ یدک	۲۱

بررسی تحقیقات نظری

ورتز^۷ و همکارانش [۴، ۸] سامانه کنترل مداری خودگردان را برای اولین بار در مأموریت ماهواره UoSAT-12 بررسی و توانمندی سامانه مورد نظر را به خوبی تحلیل و ارزیابی کرده‌اند. از جمله توانمندی‌های ماهواره مورد نظر با استفاده از سامانه کنترل مداری خودگردان می‌توان به مقاوم شدن ماهواره در برابر تغییرات پیشران و قطع انتقال داده، حفظ تمام المان‌های مداری با ۱۰-۲۰ درصد سوخت کمتر نسبت به سامانه کنترل زمینی و ... اشاره کرد. ورتز و همکارانش [۹-۱۷] و [۳، ۴] همچنین در دو دهه اخیر، تحقیقاتی را در زمینه سامانه تعیین مدار و کنترل هم‌مسیر و سمتی مداری^۸ به صورت خودگردان در ماهواره انجام داده‌اند و مزایای این روش را به خوبی از جهات فنی و کاهش هزینه‌ها بیان کرده‌اند، تحقیقات ایشان نشان می‌دهد که فناوری کنترل ردیابی مدار با دقت $\pm 1\text{km}$ سوخت کمتری را نسبت به نگهداری مداری رایج ارائه می‌دهد. آن‌ها همچنین نشان داده‌اند که پیاده‌سازی کنترل مداری خودگردان به صورت چشمگیری هزینه‌های عملیات را کاهش می‌دهد، بسیاری از دوره‌های برنامه‌ریزی محموله‌های رایج^۹ را حذف کرده و موجب مقاوم

شدن سامانه می‌شود. علاوه بر آن، این فناوری قابلیت‌هایی که پیش از این وجود نداشت را به سامانه اضافه خواهد کرد، که از جمله آن‌ها عبارتند از: ۱- موقعیت ماهانه یا حداقل سالانه مشخصی را برای ماهواره ایجاد می‌کند و ۲- موجب افزایش دقت و کاهش محاسبات با محاسبات هندسی ساده به جای محاسبات مکانیک مداری پیچیده خواهد شد. همچنین پارامترهای مداری ماهواره کاملاً مشخص خواهد شد و در زمینه هزینه‌ها نیز کاهش چشم‌گیری را منتج خواهد شد. وی در نهایت کنترل مداری خودگردان را با سه کلیدواژه، روش نوینی در عملیات‌های نوین ماهواره‌های قرن ۲۱ دانسته است که عبارتند از «سریع‌تر، بهتر و ارزان‌تر».

اورلاند^{۱۰} و کوگا^{۱۱} [۱۸] در سال ۲۰۰۳ نتایج تحقیقات خود را در زمینه اجرای کنترل مداری خودگردان بر مبنای استفاده از سامانه ناوبری مستقل فرانسه (DIODE) و سامانه (GPS) در مرکز INPE^{۱۲} ارائه کردند.

گارولی^{۱۳} و همکارانش [۱۹] در سال ۲۰۱۱ سامانه پیشران‌ش الکتریکی خودگردان ترکیبی را برای یک ماهواره سنجش از دور در مدار LEO ارائه کردند. سامانه پیشران‌ش مورد نظر در این تحقیق، سوخت زنون^{۱۴} را مورد استفاده قرار می‌دهد، و به صورت ترکیبی از یک رزیستوژت^{۱۵} (پیشران حرارتی) و همچنین یک پیشران نیروی هال^{۱۶} بهره می‌برد. برخلاف کاربردهای معمول که نیروی پیشران‌ش، به صورت پیوسته در کنترل مورد استفاده قرار می‌گیرد، در این تحقیق این نیرو به صورت پالس مورد استفاده قرار گرفته‌است. همچنین در زمینه ناوبری در این کاربرد از فیلتر کالمن توسعه یافته در حضور حسگرهای ژایرو، ردیاب ستاره‌ای و اندازه‌گیری‌های GPS استفاده شده، و در نهایت قوانین کنترلی پسخورد تناسبی- مشتقی و لیاپانوف به ترتیب برای کنترل وضعیت و کنترل مدار مورد استفاده قرار گرفته‌است.

بناوتور^{۱۷} و همکارانش [۲۰] در سال ۲۰۱۲ به بررسی سامانه کنترل مداری خودگردان پرداخته‌اند، و نشان دادند که حتی اگر ماهواره در مدار مرجع خود نباشد، می‌توان با یک فرمان پیوسته آن را به مدار مرجع خود بازگرداند. این سامانه بر روی ماهواره‌های Astrium توسعه داده شده‌است، که در نسل‌های

10. Orlando
 11. Kuga
 12. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
 13. Garulli
 14. Xenon
 15. Resistojet
 16. Power Hall effect
 17. Bonaventure

7. Wertz
 8. In-track & cross-track control
 9. Traditional payload planing cycles

تناسبی، کنترل خواهند شد. آن‌ها در نهایت طول عمر ماهواره را در مدار برای چهار حالت: بدون سامانه پیشران (طول عمر طبیعی)، کنترل بازگشت به جو، کنترل حفظ مدار و کنترل صعود مداری شبیه‌سازی و ارائه می‌دهند، که به ترتیب ماهواره در این سناریوها دارای طول عمر ۶۳، ۱۸، ۱۳۵ و ۲۰۴-۱۹۳ روز خواهد بود. حفظ مدار در ارتفاع ۳۰۰ km حداکثر ۷۶ روز خواهد بود، که البته با استفاده از سامانه مورد تحقیق، می‌توان این مدت را تا بیش از ۲۰۴ روز نیز افزایش داد.

محمد مهدی توکلی [۵] در سال ۱۳۹۱ نخستین تحقیق داخلی را پیرامون کنترل مداری مستقل (حفظ تمام المان‌های مداری ماهواره توسط خود ماهواره) برای یک ماهواره در مدار LEO ارائه داده‌است. کنترل پیشنهادی وی هنگامی که ماهواره از مرزهای فعال‌سازی کنترل‌کننده خارج گردد، فعال شده و یک توالی از مانورهای مداری را محاسبه می‌کند. در این تحقیق کنترل مدار مطلق ماهواره به یک مسئله کنترل مداری نسبی تبدیل شده‌است، که در آن مدار مرجع مطلق همانند یک ماهواره مجازی در نظر گرفته می‌شود، و اغتشاشات نامطلوب بر روی آن اثری ندارند، در نتیجه هدف کاهش اختلاف بین حالت‌ها ماهواره اصلی و ماهواره مجازی تعریف شده‌است. معادلات کلوهمسی- ولتشار هنگامی که فاصله بین ماهواره‌ها زیاد شود، دقت خود را از دست می‌دهند. بنابراین، معادلات تغییراتی گاوس که حول المان‌های مداری خطی‌سازی می‌شوند و در نتیجه خطای خطی‌سازی کمتری دارند، برای مدل‌کردن حالت نسبی ماهواره و مدار مرجع مورد استفاده قرار گرفته‌اند. معادلات تغییراتی گاوس که در این تحقیق مورد استفاده قرار گرفته‌است، شامل اغتشاشات حاصل از J2 و پسای جوی می‌شود، که اغتشاشات غالب در مدارهای LEO به شمار می‌روند. شتاب‌های به‌دست آمده ابتدا به ضربه و سپس به زمان روشن بودن پیشران تبدیل می‌گردد. در این تحقیق چند مورد مختلف از کنترل مداری مطلق ماهواره و اثرات تغییر چند پارامتر کنترلی ارائه شده‌است. در نهایت کنترل پیش‌بین توانسته مدارهای ماهواره‌های ارتفاع پایین (از جمله خورشید آهنگ و با رد زمینی تکرارشونده) را حفظ و کنترل کند و در نتیجه می‌تواند به عنوان جایگزینی برای روش‌های تحلیلی معمول کنترل مدار مطرح باشد.

بررسی تحقیقات عملیاتی

همان‌طور که گفته شد، در گذشته (و حتی در امروزه)، انجام کنترل مداری از زمین و از طریق فرمان‌های ایستگاه‌های زمینی صورت می‌پذیرفته است. برای انجام این کار، معمولاً مانورهای لازم برای تصحیح مداری به صورت صریح و تحلیلی محاسبه

آینده ماهواره‌های مشاهده‌گر زمین در مدار LEO قابل پیاده‌سازی خواهد بود. همچنین با استفاده از کنترل PD و با توجه به شبیه‌سازی‌هایی که در این تحقیق ارائه شده‌است، نشان می‌دهد که برای ماهواره‌های با ارتفاع مداری ۴۵۰-۱۰۰۰ km می‌توان با این سامانه به خطای ردیابی مسیر در حدود ± 2000 متر و خطای سمتی ± 1000 متر دست‌یافت.

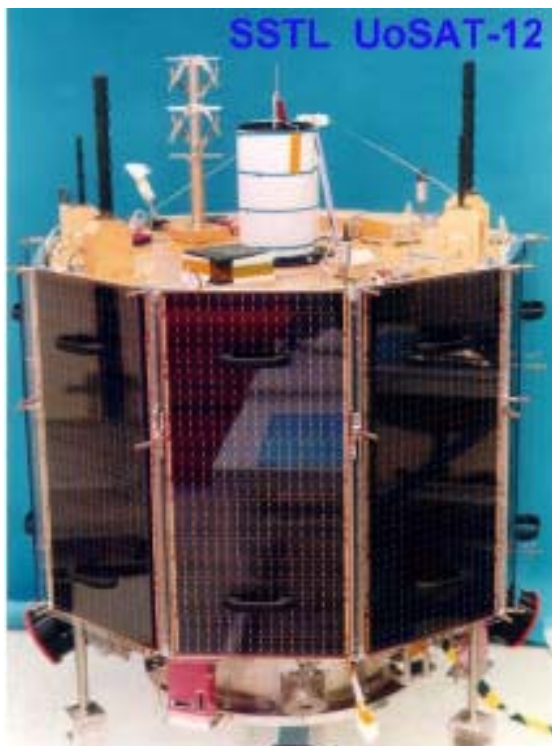
دفلوریو^{۱۸} [۲۱] در سال ۲۰۱۲، سامانه کنترل مداری خودگردانی را برای یک ماهواره مدار LEO توسعه و پیاده‌سازی کرده است. این تحقیق به بررسی چگونگی انتخاب مدار مرجع متناسب با مأموریت ماهواره نیز پرداخته است. الگوریتم کنترلی بیان‌شده در این تحقیق به دو بخش تحلیلی و عددی تقسیم می‌شود، الگوریتم تحلیلی برای حفظ ردیابی مجدد مدار^{۱۹}، که شامل یک کنترل‌کننده LQR برای کنترل مداری است، و شبیه‌سازی عددی نیز برای ارزیابی روش‌های کنترلی ارائه شده‌است. این تحقیق، نتایج پیاده‌سازی عملی سامانه مورد نظر را بر روی مأموریت PRISMA نشان داده، و به مقایسه روش کنترل مداری خودگردان با روش‌های مرتبط با ایستگاه زمینی پرداخته، و روش خودگردان را از جهت هزینه و جوانب دیگر ارجح دانسته‌است. در جدول (۴) نمونه‌هایی از تجربیات عملی پیرامون سامانه کنترل مداری خودگردان ارائه می‌شود.

آریکاوا^{۲۰} و همکارانش [۲۲] در سال ۲۰۱۴ گزارشی از پیاده‌سازی سامانه کنترل مداری خودگردان در ماهواره ALOS-2 (ماهواره مدار LEO خورشید آهنگ) که در سال ۲۰۱۴ در مدار قرار گرفته‌است، ارائه داده‌اند، سامانه کنترل مداری و وضعیت در این ماهواره با انجام مانورهای مداری صفحه‌ای و خارج از صفحه مداری موقعیت ماهواره را در مدار مورد نظر با خطای کمتر از ۵۰۰m تثبیت کرده‌است. شایان ذکر است در این سامانه نیز از سیستم ناوبری GPS استفاده شده‌است.

کوللا^{۲۱} و همکارانش [۲۳] در سال ۲۰۱۴ تحقیقی را ارائه کردند، که در آن به معرفی یک سامانه پیشران گاز سرد با استفاده از سامانه‌های میکروالکترومکانیک برای کنترل مداری یک ماهواره کوچک CubeSat می‌پردازد. آن‌ها، ابتدا به طراحی و بررسی ویژگی‌های مناسب برای سامانه پیشران پرداخته و سپس به تحلیل مأموریت ماهواره مورد نظر در مدار ۳۰۰ km می‌پردازند. همچنین در این بررسی چهار رانشگر کنترل‌پذیر مستقل از هم برای ماهواره در نظر گرفته شده‌است، که با استفاده از کنترل‌کننده

18. De Florio
19. repeat-track orbit
20. Arikawa
21. Kvellla

اختصار OCK^{۲۳} معرفی شد. به جز چند مشکل کوچک، OCK توانست الزامات مأموریتی را برآورده سازد و در کنترل مدار خودگردان، موفق شود؛ شایان ذکر است که کنترل مداری خودگردان در این ماهواره با استفاده از ۱۰ رانشگر کوچک گاز سرد در کنترل موقعیت هم‌مسیر به دقت ± 1000 متر دست یافته‌است، و در کنترل موقعیت سمتی در منابع عدد خاصی بیان نشده است [۴].



شکل ۳- ماهواره UoSAT-12، اولین تجربه موفق در کنترل مداری خودکار تک ماهواره [۳]

تجربه موفق UoSAT-12 باعث شد تا مؤسسه میکروکاسم با اصلاح و ارتقای کنترل‌کننده مداری خودگردان خود، این قابلیت را بر روی ماهواره دیگری با نام TacSat-2 نیز، آزمایش کند، و در واقع باعث تثبیت این فناوری در طراحی ماهواره‌ها شود. این ماهواره در سال ۲۰۰۷ میلادی به فضا پرتاب شد و نشان داد که OCK می‌تواند موقعیت هم‌مسیر ماهواره را با استفاده از یک رانشگر اثر حال با دقت ± 1000 متر حفظ کند. متأسفانه از نحوه محاسبه مانورهای لازم برای انجام کنترل مداری، به جز یک سری مفاهیم کلی، اطلاعاتی در دست نیست [۱۷].

همچنین ماهواره Demeter که در سال ۲۰۰۵ به فضا پرتاب شد، توانست با استفاده از کنترل مداری خودگردان و چهار رانشگر در کنار سامانه کنترل وضعیت چرخ عکس‌العملی

شده و برای اعمال این مانورها در مکان‌های از پیش تعیین‌شده‌ای به ماهواره فرمان داده می‌شود. از ماهواره‌های ارتفاع پایین معرفی که در آن‌ها کنترل با حفظ مداری به صورت زمینی انجام پذیرفته است، می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- ماهواره Topex-Poseidon در قالب پروژه بسیار معروف GTARG؛
- ماهواره CBERS؛
- ماهواره‌های ERS-1، ERS-2 و ENVISAT؛

ورتز و همکارانش [۳] که در سال ۱۹۹۶، می‌گویند: «اگرچه کنترل وضعیت خودکار به خوبی انجام گرفته‌است، اما مدار ماهواره‌ها معمولاً یا کنترل نمی‌شوند یا به وسیله فرمان‌های ایستگاه زمینی حفظ می‌شوند.» همچنین وی در مقالات دیگری که در سال‌های ۲۰۰۰ و ۲۰۰۱ ارائه کرده‌است به معرفی و بررسی قابلیت‌های کنترل مداری خودگردان می‌پردازد [۱۱، ۱۲]. بنابراین اگرچه کنترل وضعیت ماهواره در کاربردهای عملیاتی به طور گسترده‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرد، اما کنترل مدار که مربوط به کنترل درجات آزادی انتقالی ماهواره است، معمولاً به صورت نه خیلی دقیق و اکثراً از طریق پایگاه‌های زمینی و در هنگامی که برخی المان‌های مداری نسبت به مقادیر دلخواهشان از یک مرز مشخصی تجاوز کنند، انجام می‌پذیرد. بیان و معرفی این مسئله در ابتدای قرن بیست و یکم نشان از جدید بودن آن نسبت به سایر مقولات طراحی ماهواره از جمله کنترل وضعیت ماهواره است.

شاید بتوان گفت که اولین تجربه موفق در حوزه کنترل مدار خودکار ماهواره‌ها، در ماهواره UoSAT-12 (شکل ۳) رقم خورده‌است؛ چرا که اولین پرواز از یک ماهواره با قابلیت کنترل مداری کاملاً خودگردان صورت گرفته و با موفقیت آزمایش شده‌است، که به مقاله مربوط به نتایج حاصل از آزمایش کنترل خودکار مدار ماهواره UoSAT-12 ارجاع داده است. طبق گفته ورتز مؤسسه میکروکاسم^{۲۴} که متولی انجام این مأموریت بوده است، تحقیقات خود را از ابتدای دهه ۹۰ میلادی بر روی کنترل مداری خودگردان و همراه آغاز کرده و سرانجام در سال ۱۹۹۹ موفق به پرتاب این ماهواره شده‌است. آزمایش و انجام کنترل مداری خودگردان برای ماهواره UoSAT-12 به صورت یک مأموریت درجه دوم به حساب آمده‌است، و تنها در اواخر عمر این ماهواره و در طی مدت زمان کوتاهی، توانایی کنترل‌کننده مداری توسعه داده‌شده در حفظ مدار دلخواه، بر روی آن آزمایش شده‌است. این کنترل‌کننده با نام «کیت کنترل مدار» یا به

رانسگر در سال ۲۰۱۱ به فضا پرتاب شد. در جدول (۴) جزئیات دیگری از این تجربیات عملی مطرح شده است [۲۰، ۲۱]

موقعیت هم‌مسیر خود را با دقت ± 2000 متر و موقعیت عمود بر مسیر را نیز با دقت ± 1000 متر کنترل کند. ماهواره پریسما نیز با قابلیت کنترل مداری خودگردان با استفاده از هشت

جدول ۴- نمونه‌های عملیاتی از سامانه کنترل مداری خودگردان

سال	[۳] ۱۹۹۹	[۲۰] ۲۰۰۵	[۱۷] ۲۰۰۷	[۲۱] ۲۰۱۱	[۲۲] ۲۰۱۴
ماهواره	UoSAT-12	Demeter	TacSat-2	PRISMA	ALOS-2
مأموریت	سنجشی، ارتباطی	سنجشی	نظامی	تحقیقاتی	سنجشی، ارتباطی
جرم (کیلوگرم)	۳۱۲	۱۳۰	۳۷۰	۱۴۰	۲۱۲۰
مدار (کیلومتر)	۶۵۰	۷۰۰	۴۱۰	۷۱۰	۶۲۸
مدت آزمایش (روز)	۲۹	۱۵۰	۱۵	۳۰	-
پارامترهای کنترل شده	* زمان در نقطه اعتدال بهاری * فاز وابسته به طول جغرافیایی مدار * گریز از مرکز	* زمان در نقطه اعتدال بهاری * طول جغرافیایی نقطه اعتدال بهاری * گریز از مرکز	* زمان در نقطه اعتدال بهاری	* زمان در نقطه اعتدال بهاری * طول جغرافیایی نقطه اعتدال بهاری	* کنترل در صفحه مداری * کنترل خارج از صفحه مداری
دقت کنترل	۹۳۰ متر	۱۰۰ متر	۷۵۰ متر	۱۰ متر	۵۰۰ متر
نوع پیشران	گاز سرد	هیدرازین	پیشران اثر هال	هیدرازین	-
ناوبری	GPS	GPS	GPS	GPS	GPS
طراح	Microcosm	آژانس فضایی فرانسه	Microcosm	مرکز فضایی آلمان / مرکز فضایی سوئد	آژانس کاوش هوافضای ژاپن

جدول ۵- رویکرد استفاده از عملگرهای کنترل وضعیت در حوزه کنترل مداری خودگردان

ردیف	رویکرد استفاده از عملگرهای وضعیت در کنترل مداری خودگردان	ویژگی
۱	استفاده از تعداد زیاد رانشگرهای کوچک (به‌منظور عدم تداخل در وضعیت ماهواره) و عدم استفاده از عملگرهای وضعیت	* پیچیدگی فناوری رانشگر کوچک * دشواری همزمانی در اعمال رانشگرها * مناسب برای ماهواره‌های سنگین‌تر
۲	استفاده از رانشگرهای کمتر در همکاری با عملگرهای وضعیت	* مناسب برای ماهواره‌های کوچک‌تر * هزینه و پیچیدگی کمتر

نتیجه‌گیری

با توجه به توضیحاتی که پیرامون کنترل مداری خودگردان مطرح شد، شایان ذکر است که پیرامون تحقیقات گذشته، موارد زیر را می‌توان برداشت کرد:

- کنترل مداری خودگردان در شاخه کنترل موقعیت هم‌مسیر دارای اهمیت و توجه بیشتری است (حتی در تحقیقات اخیر نسبت به گذشته این شاخه بیشتر به کار رفته است)؛
- کنترل مداری خودگردان مطابق جدول (۵) در استفاده از عملگرهای کنترل وضعیت دو رویکرد دارد؛
- در تمام تحقیقات یافت شده آزمایش کنترل مداری خودگردان، فارغ از سایر مأموریت‌های ماهواره انجام شده (در طول آزمون سامانه، سایر مأموریت‌های وضعی غیرفعال شده) و تأثیر کنترل مداری خودگردان بر روی سایر مأموریت‌های ماهواره به وضوح گزارش نشده است.

اگرچه در رویکرد استفاده از تعداد رانشگرهای کوچک و زیاد این ادعا مطرح شده است، که به دلیل کوچکی رانشگرها عملیات مانور مداری تداخلی در مانورهای وضعی رایج ماهواره ایجاد نخواهد

کرد، اما در تحقیقات مذکور هیچ‌گونه گزارشی از این عدم تداخل ارائه نشده است، و حتی آزمون مأموریت کنترل مداری خودگردان، فارغ از تمام مأموریت‌های وضعی ماهواره و به تهنایی مورد ارزیابی قرار گرفته است (مانند مأموریت UoSAT-12 در سال ۱۹۹۹)، در نتیجه در این تحقیقات این عدم تداخل صرفاً در حد ادعا باقی مانده است. از

- [10] Königsmann, H. J., Collins, J.T., Dawson, S. and Wertz, J.R., "Autonomous Orbit Maintenance System," *Acta Astronautica*, Vol. 39, No. 9, 1996, pp. 977-985.
- [11] Xing, G.Q. and Parvez, S.A., "Autonomous Unified On-board Orbit and Attitude Control System for Satellites," U.S. Patent No. 6, 2002, pp. 249-341.
- [12] Wertz, James R., and Gurevich, G., "Applications of Autonomous On-board Orbit Control," *Proceeding of the 11th Annual AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Santa Barbara, CA*. 2001.
- [13] Gurevich, G. and Wertz, J.R., "Autonomous On-board Orbit Control: Flight Results and Cost Reduction," *JHU/APL Symposium on Autonomous Ground Systems for 2001 and Beyond*, 2001.
- [14] Wertz, James R., "Autonomous Navigation and Autonomous Orbit Control in Planetary Orbits as a Means of Reducing Operations Cost," *5th International Symposium on Reducing the Cost of Spacecraft Ground Systems and Operations*, Pasadena, CA, 2003.
- [15] Bell, R., Morphopoulos, T., Pollack, J., Collins, J., Wertz, J.R. and Van Allen, R.E., "Hardware-in-the-loop Tests of an Autonomous GN&C System for On-orbit Servicing," *AIAA-LA Section /SSTC Responsive Space Conference*, Vol. 2003, No. 9, 2003.
- [16] Wertz, J.R. and Bell, R., "Autonomous Rendezvous and Docking Technologies: Status and Prospects," *AeroSense 2003, International Society for Optics and Photonics*, 2003.
- [17] Plam, Y., Van Allen, R.E., Wertz, J.R. and Bauer, T., "Autonomous Orbit Control Experience on TacSat-2 using Microcosm's Orbit Control Kit (OCK)," *31st Annual AAS Guidance and Control Conference. Breckenridge, CO*. 2008.
- [18] Orlando, V. and Kuga, H.K., "A Survey of Autonomous Orbit Control Investigations at INPE," *Proceedings of the 17th International Symposium on Space Flight Dynamics*. 2003.
- [19] Garulli, A., Giannitrapani, A., Leomanni, M. and Scortecchi, F., "Autonomous Low-Earth-Orbit Station-Keeping with Electric Propulsion," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 34, No. 6, 2011, pp. 1683-1693
- [20] Bonaventure, F., Baudry, V., Sandre, T. and Gicquel, A.H., "Autonomous Orbit Control for Routine Station-Keeping on a LEO Mission," *23rd International Symposium on Space Flight Dynamics*, Pasadena, California, 2012
- [21] De Florio, S., D'Amico, S. and Radice, G., "Precise Autonomous Orbit Control in LowEarth Orbit," *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, 2012
- [22] Arikawa, Y., Yamamoto, T., Kondoh, Y., Akiyama, K., Itoh, H. and Suzuki, S., "ALOS-2 Orbit Control and Determination," *2014 IEEE Geoscience and Remote Sensing Symposium*, 2014.
- [23] Kvell, U., Puusepp, M., Kaminski, F., Past, J.E., Palmer, K., Grönland, T.A. and Noorma, M., "Nanosatellite Orbit Control using MEMS Cold Gas Thrusters," *Proceedings of the Estonian Academy of Sciences*, Vol. 63, No. 2S, 2014, pp. 279-285.

طرفی با پیشرفت تحقیقات در این زمینه، شاهد این مسئله هستیم که در تحقیقات جدیدتر، سامانه کنترل وضعیت نیز جهت کنترل مداری خودگردان، مورد استفاده قرار گرفته است (مانند مأموریت Demeter در سال ۲۰۰۵ و مأموریت TACSAT-2 در سال ۲۰۰۷)، بنابراین این رویکرد به نوعی در تحقیقات عملی و تئوری، عملیاتی تر به نظر می‌رسد، اما باید اشاره کرد که در این تحقیقات نیز آزمون کنترل مداری خودگردان، مستقل از مأموریت‌های دیگر ماهواره انجام شده است، و گزارشی از تأثیر کنترل مداری خودگردان بر مأموریت‌های وضعی دیگر ماهواره و بالعکس در منابع یافت شده، دیده نمی‌شود. در نهایت با توجه به مزایایی که برای سامانه کنترل مداری خودگردان بیان شد، و با توجه به تحقیقات عملی و نظری که در این رابطه صورت گرفته است. به نظر کاربرد وسیعی در آینده در ماهواره‌های مدار LEO خواهد داشت، اما همچنان نیازمند تحقیقات و آزمایش‌های بیشتری است.

مراجع

- [1] Ley, W., Wittmann, K. and Hallmann, W., *Handbook of Space Technology*, Vol. 22. John Wiley & Sons, 2009.
- [2] Anthony, J., "Autonomous Space Navigation Experiment," *Space Programs and Technologies Conference, Huntsville, Alabama*, 1992.
- [3] Wertz, J. R., Collins, J.T., Dawson, S., Königsmann, H. J. and Potterveld, C. W., "Autonomous Constellation Maintenance," *IAF Workshop on Satellite Constellations*, Toulouse, France, 1997.
- [4] Gurevich, G., Bell, R. and Wertz, J. R. "Autonomous On-board Orbit Control: Flight Results and Applications," *AIAA 2000 Conference and Exposition, Long Beach, California*, 2000.
- [۵] محمد مهدی توکلی، کنترل پیش‌بین مدل- پایه مدار یک ماهواره ارتفاع پایین با استفاده از معادلات تغییراتی گاوس، (پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا)، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، ۱۳۹۱.
- [6] Schreier, G. and Dech, S., "High Resolution Earth Observation Satellites and Services in the Next Decade-a European Perspective," *Acta Astronautica*, Vol. 57, Issues 2-8, 2005, pp. 520-533.
- [7] Collins, John, Simon Dawson, and James Wertz. "Autonomous Constellation Maintenance System," *10th Annual AIAA/IUSU Conference on Small Satellites*, 1996.
- [8] Wertz, J. R. and et. al. "Autonomous Orbit Control: Initial Flight Results from UoSAT-12," *23rd Annual AAS Guidance and Control Conference, AAS 00-011, Breckenridge, Colorado (USA)* 2000.
- [9] Hosken, Robert W. and Wertz, J.R., "Microcosm Autonomous Navigation System on-orbit Operation," *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 88, 1995, pp. 491-491.