Archive of SID

دریافت مقاله: ۱۳۹۸/۰۲/۰۶
پذیرش مقاله: ۱۳۹۸/۰۴/۱۱

کاربرد تاسواره‌ها در علوم و اکتشافات فضایی

میلاد عظیمی*، استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

*نویسنده مخاطب، آدرس: تهران، کدپستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

azimi.m@ari.ac.ir

با توجه به اهمیت طراحی و توسعهٔ ماهواره‌های کوچک در برنامه‌های آتی فضایی و نیز نوین بودن این حوزه در کشور، به‌عنوان اولین گام، شناخت از سیستم‌های مشابه و عملکرد آنها ضروری است. عمده‌ترین هدف این مقاله، ارزیابی وضعیت تاسواره‌ها و توانمندی‌های آنها براساس مأموریت‌های پیشرفته علمی و اکتشافات فضایی می‌باشد. شاخص‌هایی که برای تحلیل‌ها برگزیده شده شامل: نیازمندی فن‌آوری، ساخت و بهره‌برداری توسط کشورها و سازمان‌های سازنده، مأموریت، وزن، پیکربندی، مشخصات مداری و پرتابگر، طول عمر و زیرسیستم‌های آنها از جمله: محموله، سازه، کنترل وضعیت، کنترل حرارت، پیشرانش، ارتباطات و رایانه می‌باشد. از میان بیش از هزار مأموریت پرتاب‌شده و پیشنهادی از منابع مختلف، از جمله: مجلات، کنفرانس‌ها، وب‌سایت‌ها و سایر پایگاه‌های داده‌های ماهواره‌ای قابل دسترس، تعدادی از مأموریت-های با کارایی نسبتاً بالا برای این رده از ماهواره‌ها انتخاب و به شش دسته کلی شامل: فیزیک نجومی، علوم زمینی و کاربردهای فضایی، کاوش اعماق فضا، آزمایشگاه‌های فضایی، توسعهٔ فن‌آوری و بررسی پارامترهای فیزیک فضا تقسیم شده است.

واژه‌های کلیدی: تاسواره، پیکوماهواره، اکتشافات فضایی، نانوماهواره، میکروماهواره.

CubeSat Applications in Space Science and Explorations

M. Azimi*, Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology

*Corresponding Author, Postal Code: 1465774111, Tehran, IRAN

azimi.m@ari.ac.ir

Regarding the importance of the design and development of small satellites as a newfoundspace project in the near future in this country, as a first step, it is essential to study similar models and their performances. This paper aims to investigate the status of Cubesats with different subsystems and their capabilities based on advanced high performance space exploration and scientific missions. Technical appropriateness, organizations, manufacturing custodians, types of missions, weight, configuration, orbit, launchers, life-time, subsystems such as payloads, structure, thermal control, propulsion, command and data handling unit, telemetry, tracking, and control, serve as indicators for this analysis. Among over a thousand launched and proposed missions reviewed from various sources including journal publications, conference proceedings, mission webpages, and other available satellite databases, a number of relatively high performance missions were selected and categorized into six groups including astrophysics, earth science and spaceborne applications, deep space exploration, space in situ laboratory, technology demonstration, and space weather.

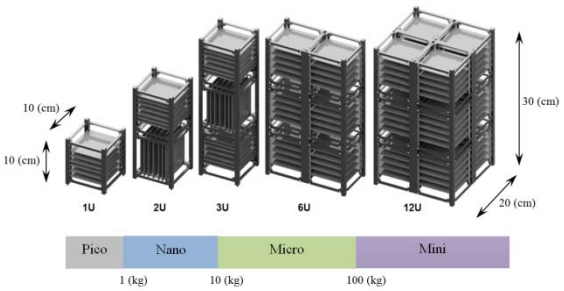
Keywords: Cubesat, Picosatellite, Space explorations, Nanosatellite, Microsatellite.

www.SID.ir

Archive of SID

مقدمه

با توسعه فن‌آوری، محموله‌ها و تجهیزات مورد نیاز برای مأموریت‌های فضایی با قابلیت بیشتر، کوچکتر و سبک‌تر شده است. به‌طوری که پروژه‌های فضایی در مراکز پژوهشی به سمت مأموریت‌های با هزینه کمتر و فرآیند تولید سریع‌تر با استفاده از ماهواره‌های کوچک در مقیاس میکرو، نانو و پیکوماهواره‌ها متمایل شده‌اند. از این میان، تاسواره‌ها[۱] به‌واسطه ابعاد و وزن استانداردشان مورد توجه قرار گرفته‌اند. اخیراً، مأموریت‌های پیشرفته‌ای با استفاده از تاسواره‌ها پیشنهاد می‌شود که بیانگر سیر توسعه‌ای تبدیل آنها از محیط‌های صرفاً دانشگاهی به محیط‌های صنعتی و عملیاتی با در نظر گرفتن محدودیت‌های هزینه‌ای می‌باشد. استانداردهای تاسواره‌ها اولین بار توسط پروفسور جردی پیگ-سواری[۲] و پروفسور باب توییگز[۳] ایجاد شد. این استاندارد مشخص می‌کند که ماهواره‌ای با استاندارد 1U[۴] باید دارای ابعاد ۱۰×۱۰×۱۰سانتی‌متر مکعب بوده و وزنی بیشتر از ۱/۳۳ کیلوگرم نداشته باشند. مصرف توان آنها مقدار ناچیزی بوده و نرخ انتقال داده‌ها بیش از 1 Mbps باشد. تاسواره‌ها توسط دانشگاه‌ها با قیمت میان ۵۰ تا ۲۰۰ هزار دلار طراحی، ساخته، آزمایش و پرتاب می‌شود. این قیمت مناسب، بسیاری از دانشگاه‌های جهان را بر آن داشت تا اشتیاق زیادی به تولید تاسواره‌ها نشان دهند. قالب محموله‌های آنها دریافت‌کننده‌های GNSS[۵] و دوربین‌های CCD[۶] می‌باشد. طیف گسترده پلتفرم تاسواره‌ها را می‌توان در شکل ۱ مشاهده کرد.



شکل ۱: ساختار تاسواره‌ها [۱]

اگرچه علوم فضایی به‌عنوان دومین هدف اکثر تاسواره‌ها می‌باشد، اهداف آموزشی یا قابلیت توسعهٔ این دسته از ماهواره‌ها همواره به‌عنوان هدف پیشرو در طراحی، ساخت و پرتاب آنها به شمار می‌رود. اهداف دسته دوم معمولاً به‌واسطهٔ آرایش ماهواره‌ای تاسواره‌ها محقق شده است. به‌طور مثال، CanX-2 با موفقیت تمام مقادیر ستون دی‌اکسیدکربن را در کنار نرخ کاهش امواج رادیویی GNSSها محاسبه کرد [۲]. در آیندهٔ نزدیک، شاهد آن خواهیم بود که تاسوارهٔ MICROMAS دانشگاه MIT[۷] برای پروژهٔ اندازه‌گیری صوت میکروموج‌های چندین طیفی جو همان نتایجی را خواهد گرفت که ماهوارهٔ NOAA POESS با تجهیزات هومولوگ[۸] خود گرفت. به‌طور مشابه، انتظار می‌رود تاسواره Cloud ناسا اطلاعات قطبی-سنجی جدیدی را از ابرها استخراج کند [۳].

سؤال اینجاست که آیا تاسواره‌ها به تنهایی می‌توانند از عهدهٔ علوم فضایی یا زمینی برآیند یا باید بیشتر در حوزه دانشجویی در دانشگاه‌ها فعالیت داشته باشند؟ چه قابلیت‌هایی را تا به امروز به خود اختصاص داده‌اند؟ چه قابلیت‌هایی در حال حاضر در حال توسعه است؟ چه محدودیت‌هایی دارند؟ و چه کاربردهای علمی[۹] متأثر از این محدودیت‌هاست؟ یکی از اهداف این مقاله پاسخ به این سؤالات است.

تاسواره‌ها به‌عنوان پلتفرم‌های ممکن در مأموریت‌های علمی در نظر گرفته شده‌اند و تعداد زیادی تحقیق در مورد نانو و پیکو ماهواره‌ها موجود می‌باشد. بومیستر[۱۰] و گو[۱۱] گزارشی دربارهٔ انواع مأموریت‌های نانو و پیکو ماهواره‌ها ارائه داده‌اند [۳]. همچنین، مرجع [۴] نگاهی کلی دربارهٔ توانمندی‌های تاسواره‌ها ارائه می‌کند. کلوفاس[۱۲] و همکارانش در مورد سیستم‌های مخابراتی تاسواره‌ها مطالعاتی انجام داده‌اند [۵]. گرین‌لند[۱۳] و کلارک[۱۴] درباره قابلیت‌های تاسواره‌ها به‌عنوان یک پلتفرم علمی بررسی‌هایی را انجام داده‌اند [۶].

همان‌طور که پیشتر اشاره شد، دسته بزرگی از مأموریت-های تاسواره‌ها، آموزشی یا توسعه فن‌آوری می‌باشد [۷]. بنابراین، اغلب تاسواره‌ها دارای نیازمندی‌های پیچیده‌ای برای مأموریت‌های علمی نمی‌باشند. اگرچه، برخی از آنها حامل تجهیزاتی برای علوم زمینی (به‌عنوان محموله‌های اولیه یا ثانویه) دوربین‌هایCMOS با قدرت تفکیک پایین یا حسگرهای اندازه‌گیری پارامترهای فضایی می‌باشند. به‌عنوان مثال: تاسواره‌ها 3 , Aerocube-2، Compass-1، CAPE Libertad 1، HiNCube و ITUpSAT حامل دوربین‌های CMOS با قدرت تفکیک متوسط (VGA 640× 480 Pixel)

1. CubeSats
2. Jordi Puig-Suari
3. Bob Twiggs
4. Unit
5. Global Navigation Satellite System
6. Charge-coupled devices
7. Massachusetts Institute of Technology
8. Homologue
9. Scientific application
10. Bouwmeester and Gou
11. Guo
12. Klofas et al.
13. Greenland
14. Clark

www.SID.ir

rchive of SID

و تاسواره‌ها KUTESat، Pathfinder، ICECube1,2، AAUSat-2، Explorer-1Prime، Goliat، UniCubeSat، HeidelSat، XatCobeo، Robusta، Atmocube، Sacred، HawkSat-1 و Merope همگی حامل حسگرهای اندازه‌گیرندهٔ پارامترهای فضایی می‌باشند [۸, ۹].

اندازه‌گیری‌های مشخصه‌های اتمسفر با استفاده از امواج چند طیفی غیرفعال به همراه قطبی‌سنجی (برای کاربرد در اندازه‌گیری ریزگردها، ابرها و کاربردهای کشاورزی) دارای بالاترین عملکرد خصوصاً در ماهواره‌های با ابعاد بزرگ می‌باشد. همچنین، تصویربرداری‌های با قدرت تفکیک متوسط در طیف مرئی و نزدیک به مادون سرخ نیز انجام شده است. همچنین یکی از شاخص‌ترین کارهای انجام شده در این حوزه، استفاده از محموله‌های مغناطیس‌سنج برای اندازه‌گیری سیگنال‌های سطح پایین نشر شده از زلزله‌های قوی (Quakesat) می‌باشد. یکی دیگر از مأموریت‌هایی که انتظار می‌رود به زودی انجام‌پذیر باشد، نورسنجی با استفاده از ترکیب دو محموله فوتومتر و رادیومتر فرکانس پایین می‌باشد. با توجه به مرورهای انجام شده این موارد قابل تأمل است: فن‌آوری در حوزه اطلاعات و فرامین و توان الکتریکی تا حدود قابل‌توجهی پیشرفته است. گلوگاه فنی تاسواره‌ها، عملکرد سامانه کنترل وضعیت خصوصاً در حوزه کنترل دینامیک وضعیت و دقت در کنترل می‌باشد. سامانهٔ ارتباطات نیز اغلب به‌واسطه توان الکتریکی موجود و بهره آنتن‌ها محدود شده است و خود سامانه از نظر فن‌آوری به بلوغ قابل توجهی رسیده است. بنابراین، کنترل وضعیت به‌طور غیرمستقیم نرخ ارسال اطلاعات را محدود می‌کند. در حوزه مأموریت‌های عملکردی، همچنان خلاء بزرگی میان این رده از ماهواره‌ها و ماهواره‌های بزرگ و پرهزینه‌تر می‌باشد. در حوزه مأموریت‌های علمی نیز این خلأ کاملاً مشهود است. توجه به مأموریت‌های آرایش پروازی در تاسواره‌ها می‌تواند به‌عنوان فرصتی مناسب برای اهداف مأموریت‌های عملکردی به شمار رود. بسیاری از این ماهواره‌های ساخته شده با هدف آرایش پروازی، هنوز پرتاب نشده‌اند. به واسطهٔ خلاءهای موجود میان اهداف مأموریتی تاسواره‌ها در مقایسه با مأموریت‌های مشابه در ماهواره‌های بزرگ، توسعه فن‌آوری در این حوزه همچنان مورد توجه پژوهشگران می‌باشد.

در ادامه به بررسی قابلیت تاسواره‌ها بر اساس زیرسیستم‌های آنها با تمرکز بر مأموریت‌های مبتنی بر علوم پیشرفته و ارزیابی توانمندی‌های آنها پرداخته شده است. مأموریت‌های بررسی‌شده به شش دسته اصلی تقسیم‌بندی شده و ارزیابی‌ها بر اساس این دسته‌بندی صورت پذیرفته است: علوم زمینی و کاربردهای فضایی، کاوش اعماق فضا، اندازه‌گیری پارامترهای فضایی، فیزیک نجومی، آزمایشگاه‌های فضایی و توسعه فن‌آوری.

ساختار مقاله به این صورت دسته‌بندی شده است که بعد از بخش مقدمه، بررسی زیرسیستم‌های تاسواره‌ها با پلتفرم‌های مختلف صورت پذیرفته است، در بخش بعد به تحلیل محموله‌های به‌کار رفته برای این کلاس از ماهواره‌ها مبتنی بر مأموریت‌های در نظر گرفته‌شده می‌پردازد و در نهایت بخش آخر مقاله به جمع‌بندی و نتیجه‌گیری پرداخته است.

زیرسیستم‌ها و فناوری‌های موجود

سازه

استفاده از سازه‌های موجود یا طراحی‌های رایج، از جمله گزینه‌های موجود برای سازه تاسواره‌هاست. استفاده از سازه‌های آماده به دلیل سادگی، در عین دارا بودن قابلیت‌های فضایی مورد توجه قرار گرفته است. این در حالی است که سازه‌های رایج را می‌توان برای هر مأموریت، محموله یا نیازمندی زیرسیستم‌ها به‌طور خاص استفاده کرد. عمدتاً در ساخت سازه تاسواره‌ها از آلومینیوم استفاده شده است [۱۰]، اما اخیراً استفاده از پرینترهای سه‌بعدی مورد توجه متخصصین این حوزه قرار گرفته است. به‌طوری که در ماهواره‌های Toms-TPU-120، PrintSat، QB50UNSW ECO از چاپگرهای سه‌بعدی در ساخت سازه استفاده شده است.

شرکت‌های بزرگی چون پامکین[۱۵]، ایسیس[۱۶]، ردیوس اسپیس[۱۷] و کلاید اسپیس[۱۸] سازه‌های استاندارد 1U تا 6U را می‌سازند. اکثر تاسواره‌های موجود تاکنون در کلاس 1U تا 3U ساخته شده‌اند، اما کلاس‌های بزرگتر مانند 6U، 12U و حتی 27U نیز به‌منظور توسعهٔ فن‌آوری و افزایش قابلیت‌های تاسواره‌ها موجود می‌باشند. همچنین اخیراً، بازار نانوماهواره‌ها از پلتفرم‌های سازه‌ای یکپارچه استاندارد توسعه داده شده توسط شرکت‌هایی چون تایواک[۱۹] (ابعاد 3U تا 12U) و بلوکنیون[۲۰] (ابعاد 3U تا 27U) بهره می‌برد. ناسا نیز سندی حاوی شرکت‌ها و پلتفرم‌های سازه‌ای پیشنهادی آنها ارائه کرده است [۱۰].

توان

استفاده از سلول‌های فتوولتائیک[۲۱] به‌عنوان منبع اصلی تأمین

15. Pumpkin
16. ISIS
17. Radius Space
18. Clyde Space
19. Tyvak
20. Blue Canyon
21. Photovoltaic

www.SID.ir

Archive of SID

توان با اتصال سه‌گانه[۲۲] با راندمانی در بازه ۲۷ تا ۳۳ درصد در تاسواره‌ها رایج می‌باشد [۱۱]. با توجه به سطح مفید و تأمین توان تاسواره‌ها، استفاده از سلول‌های خورشیدی بیشتر و یا مکانیزم‌های بازشونده دارای محدودیت‌های جدی می‌باشند. امروزه تأمین توان برای تاسواره‌های کلاس 3U به حدود 30-20 وات با استفاده از پانل‌های باز شونده رسیده است [۱۲]. همچنین تاسواره‌ها نیازمند استفاده از باتری‌هایی جهت ذخیره‌سازی انرژی الکتریکی در مأموریت خود می‌باشند که از جمله این باتری‌ها می‌توان از باتری‌های لیتیوم-یون و لیتیوم-پلیمری نام برد. معمولاً سیستم تأمین و توزیع توان با توجه به مأموریت هر ماهواره توسط متخصصان آن حوزه ساخته می‌شود، اما شرکت‌هایی مانند بلوکنیون، کلاید اسپیس و گام اسپیس[۲۳] به‌طور خاص به تأمین این زیرسیستم برای پلتفرم‌های تاسواره‌ها پرداخته‌اند.

پیشرانش

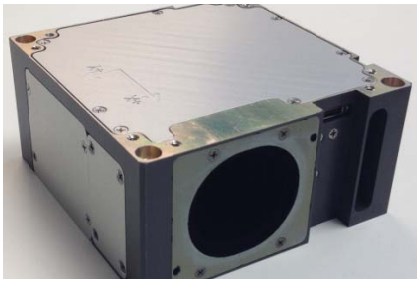
تنها سیستم پیشران موفق تا سال ۲۰۱۱، نصب شده بر تاسواره CanX-2 با پلتفرم 3U بود که در سال ۲۰۰۸ به فضا پرتاب شد [۱۳]. سیستم‌های پیشران فضایی در تاسواره‌ها به سه دسته: شیمیایی، الکتریکی و بدون پیشران تقسیم‌بندی می‌شود. از میان آنها، تراسترهای شیمیایی امکان تولید سطوح بالاتری از تراست با ضربه ویژه محدود را در مقایسه با سیستم‌های الکتریکی دارا می‌باشند. این در حالی است که سیستم‌های بدون پیشران مانند ماهواره‌های مجهز به بادبان‌های فضایی به‌واسطه نداشتن پیچیدگی‌های سیستم با پیشران، دارای قابلیت اطمینان بالاتر و ماندگاری بالاتر در مأموریت‌های بین سیاره‌ای می‌باشند.

در پنج سال اخیر، تاسواره‌های متعددی مجهز به سیستم پیشران گاز سرد، پلاسما-پالس، قوس خلأ، الکترواسپری و بادبان‌های فضایی شده‌اند. از جمله آنها ماهواره AeroCube-8 شامل دو ماهواره با پلتفرم 1.5U در سال ۲۰۱۶ به فضا پرتاب شد که مجهز به تراستر الکترواسپری یونی بود. ماهواره BRICSat-P با پلتفرم 1.5U که در سال ۲۰۱۵ به فضا پرتاب شد مجهز به تراستر قوسی میکرو کاتد بود. شرکت‌های بزرگی مانند: بوزِک[۲۴]، واکو[۲۵]، آئروجت راکتداین[۲۶]، اکسیون سیستم[۲۷] و تترز آنلیمیتد[۲۸] تراسترهای متعددی را با ضربه ویژه در بازه ۴۰ تا ۴۰۰۰ ثانیه و ایمپالس[۲۹] نهایی تا۳۷۰۰ نیوتون بر ثانیه را پیشنهاد می‌دهند.

22. Tripple junction
23. GomSpace
24. Busek
25. VACCO
26. Aerojet Rocketdyne
27. Accion Systems
28. Tethers Unlimited
29. Impulse

هدایت، کنترل و ناوبری

سیستم هدایت،کنترل و ناوبری[۳۰] به‌طور کلی می‌تواند به‌عنوان ترکیبی از زیرسیستم تعیین و کنترل مدار[۳۱] (که موقعیت مرکز جرم ماهواره را به‌عنوان تابع زمان اندازه‌گیری کرده و ثابت نگاه می‌دارد) و زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (که سمت‌گیری ماهواره را نسبت به مرکز جرمش اندازه‌گیری و ثابت نگه می‌دارد)، مورد استفاده قرار گیرد. در مدار زمین، سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی[۳۲] مانند جی‌پی‌اس[۳۳] یا Galileo به‌عنوان یکی از روش‌های اولیه در تعیین موقعیت فضاپیما می‌باشد. درحالی‌که ناوبری فضایی با استفاده از ترانسپوندرهای[۳۴] رادیویی، مانند نمونه‌های سازگار با تاسواره Iris ساخته‌شده توسط آزمایشگاه پیشرانش جت ناسا، در ترکیب با DSN[۳۵] انجام می‌شود. ماهواره Iris وزنی کمتر از ۳۰۰ گرم دارد و قرار است در مأموریت تاسواره NSPIRE با پلتفرم 3U پرواز کند [۱۴].



شکل ۲- پکیج سامانه ADCS با نام XACT فناوری بلوکنیون [۱۵].

این زیرسیستم با استفاده از حسگرهایی مانند: ردیاب‌های ستاره‌ای، حسگرهای خورشیدی، حسگرهای زمین و مغناطیس‌سنج‌ها، به تعیین وضعیت فضاپیما می‌پردازد و از محرک‌هایی مانند: چرخ‌های عکس‌العملی، مغناطیسی و تراسترها، برای تثبیت و هدایت فضاپیماها در سمت دلخواه استفاده می‌کند. این سامانه در تاسواره‌ها در دهه گذشته به‌طور چشم‌گیری پیشرفت کرده است. با پیشرفت‌های حسگرهای ستاره‌ای کوچک، دست‌یابی به دقت تعیین وضعیت سه‌محوری تسهیل می‌شود. علاوه بر این، شرکت‌های متعددی واحدهای یکپارچه‌ای را برای کنترل دقیق سه‌محوره، که تجهیزات هدایت، کنترل و ناوبری مختلفی را به‌عنوان یک پکیج پیشرفته طراحی کرده‌اند، ارائه می‌دهند. به‌عنوان مثال، فن‌آوری بلوکنیون (شکل ۲) سیستم کنترل وضعیت XACT برای تاسواره‌ها را با دقت هدف‌گیری بهتر از ۰/۰۰۷ درجه (۱ سیگما) برای سه محور ارائه

30. GNC
31. ODCS
32. GNSS
33. Global Positioning System
34. Transponders
35. Deep Space Network

www.SID.ir

rchive of SID

می‌دهد که تنها U ۰/۵ حجم دارد [۱۴]. اولین سیستم XACT در تاسواره MinXSS که قادر به دست‌یابی به خطاهای سیستم کنترلی کمتر از RMS ۱۶arcS در هر سه محور بر اساس داده‌های اولیه در مدار بوده را پیاده‌سازی کرده است.

مثال دیگری از یک سیستم 0.5U کاملاً یکپارچه که می‌تواند دقت هدف‌گیری ۰/۰۵۷ درجه (۱ سیگما) را به‌دست آورد، توسط شرکت تایواک اینترنشنال[۳۶] ارائه شده است. به‌طور کلی، سامانه GNC تاسواره‌های مجهز به تجهیزاتی با قابلیت اطمینان بالا موجود در بازار، حوزه‌ای است که تقریباً به بلوغ رسیده است. پیش‌بینی می‌شود پیشرفت‌های آینده در سامانه GNC به‌ویژه برای مأموریت‌های بین سیاره‌ای، تعداد درخواست روزافزون برای این مأموریت‌ها را افزایش خواهد داد.

مخابرات

این زیرسیستم، رابط کاربری بین ماهواره و ایستگاه‌های زمینی است که اجازه می‌دهد تا فضاپیما اطلاعات محمولهٔ خود را به مرکز عملیات ارسال یا ذخیره نماید (برای ارتباطات بین ماهواره‌ای). مأموریت‌های اولیه تاسواره‌ها از ارتباطات رادیویی VHF و UHF با نرخ ارسال داده‌های معمولی ۱/۲ و ۹/۶ کیلوبیت بر ثانیه استفاده کرده‌اند. با این حال، مأموریت تاسواره DICE با پلتفرم 1.5U ساخته شده در سال ۲۰۱۱ قادر به دست‌یابی به داده بالاتر با سرعت ۳ مگابیت بر ثانیه در باند UHF بود [۱۶]. علاوه بر این، مأموریت ماهواره‌ای با پلتفرم تاسواره‌ها با سرعت بیش از یک مگابیت بر ثانیه از طریق سیستم‌های ارتباطی باند S با سرعت بیشتری به‌دست آمده است. این مقادیر کوچک نرخ ارسال، عامل مهمی برای ساخت ابزارهای مینیاتوری پیشرفته است که با استاندارد تاسواره‌ها سازگار است. زیرا محموله‌های پیشرفته، اطلاعات بسیار زیادی را تولید می‌کنند.

با این حال، امکان سازگاری سیستم‌های ارتباطی پیشرفته در باندهای بالاتر از جمله باند X با استاندارد تاسواره‌ها فراهم خواهد شد. علاوه براین، سیستم‌های ارتباطی با سرعت بالا در باند Ka سازگار با تاسواره‌ها نیز به تدریج در دسترس قرار می‌گیرد که در آینده نزدیک میزان داده‌های تاسواره‌ها را با نرخ ارسال بسیار بالا بهبود می‌بخشد.

نمونه‌ای از سیستم ارتباطی باند Ka در تاسواره ISARA با پلتفرم 3U به‌کار برده شده است. نرخ ارسال داده در حدود ۱۰۰ مگابیت بر ثانیه با استفاده از یک آنتن انعکاسی با ضریب بهره بالا (حدود ۳۵ دسی‌بل) متصل به یک آرایه خورشیدی همراه با یک فرستنده کم قدرت، سامانه تعیین و کنترل وضعیت با دقت ۲ /۰ درجه و یک ایستگاه زمینی باند Ka در نظر گرفته شده است. مثال دیگر، تاسواره با پلتفرم 6U سازگار با فرستنده باند Ka (۰/۶۳ وات، قدرت خروجی RF) توسعه یافته توسط شرکت آکوئیلا اسپیس[۳۷]، برای دست‌یابی به نرخ داده‌های ارسالی تا حجم ۴۰ Mbps با پلتفرم 1U و جرم ۱ کیلوگرم است. پیشرفت‌های بعدی در بحث ارتباطات، مربوط به فناوری ارتباطات نوری با مأموریت در کلاس تاسواره‌ها می‌باشد. ارتباطات لیزری به‌طور چشم‌گیری سرعت انتقال داده‌ها را تا چندین گیگابیت در ثانیه افزایش می‌دهد. بنابراین، باعث حذف محدودیت‌های ارسال داده از تاسواره به ایستگاه‌های زمینی می‌شود [۱۷].

داده و فرامین

این زیرسیستم مسئول دریافت، اعتبارسنجی، رمزگشایی و توزیع دستورات به زیر سیستم‌های دیگر و همچنین جمع‌آوری، تهیه و ذخیره‌سازی اطلاعات مربوط به سلامت داده و مأموریت برای ارسال یا ذخیره‌سازی و مصارف داخلی فضاپیماست. به‌طور کلی، این زیرسیستم سایر عملکردها مانند نظارت بر سلامت رایانه، رابط‌های امنیتی و زمانبندی فضاپیما را تجمیع می‌کند. پیشرفت‌های اخیر در فن‌آوری، کارایی بالای این زیرسیستم را در برابر آسیب‌پذیری نسبت به تشعشعات فضایی افزایش می‌دهد. از جمله این سیستم‌ها در تاسواره‌ها عبارتند از: FPGAها، میکروکنترلر MSP و PIC و همچنین میکروکنترلرهای مبتنی بر معماری ARM با کارایی بالا و قدرتمند [۱۸]. علاوه بر این، چندین پروتکل متشکل از پروتکل‌های توسعه نرم‌افزاری و منبع باز مانند: Arduino، Beagle Bone و Raspberry Pi مورد توجه علاقه‌مندان به توسعه تاسواره‌ها قرار گرفته است. این سیستم‌ها می‌توانند با ارائه ابزار ساده و مقرون به‌صرفه گزینه مناسبی برای توسعه‌دهندگان ماهواره‌های کوچک باشند.

قابلیت ذخیره‌سازی داده در پردازنده تاسواره‌ها می‌تواند از چند کیلوبایت تا چند مگابایت باشد و بسته به مأموریت مورد نیاز، ظرفیت ذخیره‌سازی کل را می‌توان با استفاده از فناوری‌های فلش مموری تجاری، تا صدها گیگابایت بر ثانیه افزایش داد. فاکتور محدودکننده اساسی برای تاسواره‌ها، دانلینک داده‌ها است و نه ذخیره‌سازی. هر گونه افزایش ظرفیت ذخیره‌سازی بدون افزایش قابلیت‌های دانلینک مفید نخواهد

36. Tyvak International

37. Aquila Space

www.SID.ir

Archive of SID

بود. به‌طور کلی، این زیرسیستم در تاسواره‌ها، حوزه‌ای نسبتاً بالغ با طیف گسترده‌ای از گزینه‌های در دسترس هستند، هرچند در برنامه توسعه‌ای تاسواره‌ها، اجزای سخت‌افزاری مقاوم به تشعشعات خورشیدی برای گسترش عمر مأموریت در مدار نزدیک زمین[۳۸] و مأموریت‌های فضایی، مورد نیاز است.

کنترل دما

فضاپیماهای درون مدار در زمان کوتاهی (در حدود چند دقیقه تا ساعت) دچار نوسانات دمایی شدید می‌شوند (زمانی که در سمت خورشید دما می‌تواند بیش از ۱۰۰ درجه سانتی‌گراد باشد، در سایه زمین دما می‌تواند زیر ۱۰۰ درجه سانتی‌گراد باشد). بنابراین، کنترل حرارتی برای موفقیت مأموریت ضروری است. روش‌های کنترل حرارتی منفعل و فعال برای تنظیم بودجه حرارتی فضاپیما بر اساس الزامات مأموریتی استفاده می‌شود [۱۹].

بودجه حرارتی فضاپیماها متأثر از ورودی‌های منابع گرمایی خارجی تولید شده از نور مستقیم خورشید که مهم‌ترین آن منابع است، می‌باشد. علاوه بر این، نور خورشید منعکس‌شده از زمین یا سایر سیارات و قمرها (آلبدو) و انرژی مادون قرمز[۳۹] از سطح یا اتمسفر علاوه بر گرمای تولید شده توسط اجزای داخلی ماهواره از جمله منابع حرارتی خارجی می‌باشد. کنترل حرارتی فضاپیما با برقراری تعادل در ورودی گرما در برابر انرژی منتشر شده توسط ماهواره به‌دست می‌آید. تا به امروز تمام مأموریت‌های تاسواره‌ها در مدار نزدیک زمین صورت پذیرفته است. اما پیش‌بینی شده است که در آینده نزدیک، مأموریت‌های این دسته از ماهواره‌ها فراتر از مدار نزدیک زمین (مانند: MarCO، Lunar Flashlight، INSPIRE، NEAScout) صورت خواهد پذیرفت. به این ترتیب مأموریت‌های بین سیاره‌ای در معرض طیف گسترده‌ای از محیط‌های حرارتی که معمولا وابسته به فاصله بین خورشید و فضاپیما و همچنین منابع حرارتی چون مادون قرمز و آلبدو می‌باشد.

کنترل حرارتی غیرفعال بدون استفاده از توان الکتریکی و با استفاده از روش‌های مختلف از جمله عایق‌های چند لایه[۴۰]، پوشش‌های حرارتی، محافظ خورشید، بندهای حرارتی[۴۱]، لوورها، رادیاتور و لوله‌های گرمایشی انجام می‌شود. رویکرد غیرفعال دارای مزایای قابل‌توجهی از قبیل قابلیت اطمینان، جرم کم، حجم و هزینه پایین است که باعث می‌شود انتخاب تاسواره‌ها با توجه به محدودیت‌های جرم و حجم آنها مناسب باشد. با این وجود سیستم کنترل حرارتی فعال که بر ورودی توان الکتریکی متکی است، برای کنترل حرارتی مأموریت‌هایی که نیاز به محدوده‌های دقیق دمایی دارند، به‌طور مثال سیستم‌های نیازمند خنک‌کننده برای عملکرد مطلوب (مانند حسگرهای بسیار دقیق مادون قرمز یا محموله‌های بیولوژیکی) مناسب‌تر باشند.

عایق‌های حرارتی مانند: MLIها و پوشش‌های سطحی، برای تنظیم گرمای ورودی و جلوگیری از تشدید گرمای بیش از حد برای حفظ محدودیت‌های عملیاتی زیر سیستم‌های فضاپیما و برخی از محموله‌های حساس به حرارت از قبیل محموله‌های فعال زیست محیطی استفاده می‌شود. عایق‌های حرارتی رایج می‌توانند با سیستم‌های کنترل فعال برای تنظیم حرارت دقیق‌تر ترکیب شوند. نمونه‌هایی از این روش‌های ترکیبی عبارتند از تاسواره‌های Pharmasat و BioSentinel. سایبان‌های خورشیدی بازشونده یکی دیگر از سیستم‌های کنترل حرارت غیرفعال هستند که در ماهواره CryoCube-1 توسط شرکت سیرا لوبو[۴۲]، توسعه داده شده است (در همکاری با مرکز فضایی کندی ناسا با پلتفرم 3U در سال ۲۰۱۶ پرتاب شد). پیش‌بینی می‌شود که تابش خورشید که دمایی کمتر از ۱۰۰ کلوین را ایجاد می‌کند با افزودن یک سیستم خنک‌کننده فعال، دمای آن می‌تواند کمتر از ۳۰ کلوین باشد و می‌تواند این دما را در طول عمر مأموریت چند ماهه حفظ کند.

محموله تاسواره‌ها مبتنی بر مأموریت

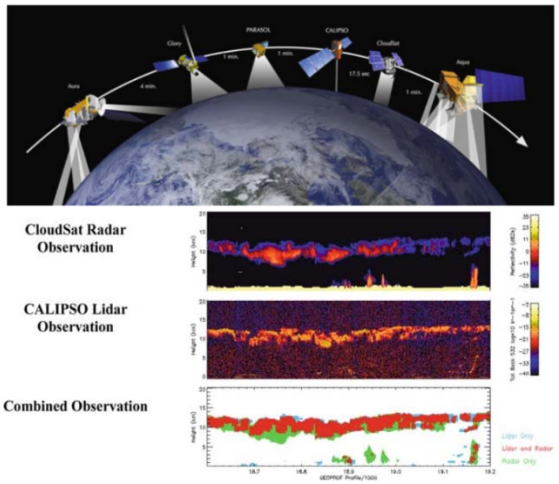
علوم زمینی و کاربردهای فضایی

جو زمین را از نظر ساختار می‌توان به بخش‌هایی چون اتمسفر، لیتوسفر[۴۳]، هیدروسفیر[۴۴]، کرایوسفر[۴۵] و بایوسفر[۴۶] تقسیم‌بندی کرد. مشاهده جو زمین باعث افزایش دانش در حوزه مطالعات مربوط به تغییرات محیطی در طیف گسترده‌ای از علوم خواهد شد (شکل ۳). این مطالعات علاوه بر بیان داده‌های علمی، امکان دسترسی به اطلاعاتی چون منابع طبیعی، مدیریت بحران و پیش‌بینی دقیق شرایط آب و هوایی را فراهم می‌سازد که می‌تواند نقش مؤثری در اقتصاد جوامع داشته باشد.

38. Low Earth Orbit (LEO)
39.Infrared (IR)
40. Multi-layer insulation (MLI)
41.Thermal Straps
42. Sierra Lobo
43. Lithosphere
44. Hydrosphere
45. Cryosphere
46. Biosphere

www.SID.ir

rchive of SID



شکل ۳- مشاهده زمین [۲۰].

حسگرهای فعال و غیرفعال به‌عنوان دو گونه اصلی تجهیزات سنجش از دور استفاده شده در کاربردهای مشاهده زمین می‌باشند. از جمله تجهیزات فعال می‌توان به: رادارها، لیدارها، ارتفاع‌سنج‌های راداری و لیزری و طیف‌سنج‌ها جهت مشاهده تشعشعات منتشر شده از اجسام، نام برد که دارای محدودیت توان بالای حسگرهای فعال می‌باشد. مطالعات و طراحی مفهومی قابل‌توجهی توسط سلوا و کرجی در سال ۲۰۱۱ در حوزه تجهیزات سنجش از دور انجام شد [۱۳]. در این گزارش نشان داده شد که استفاده از رادارها و لیدارها و تعدادی از تجهیزات فعال به‌دلیل محدودیت‌های توانی و ابعادی با پلتفرم تاسواره‌ها سازگار نیست. اگرچه تحقیقات و فن‌آوری‌های امروزی این ارزیابی را تا حدی نقض کرده است. ماهواره Raincube اولین ماهواره ناسا در کلاس تاسواره در آزمایشگاه پیشرانش جت ناسا[47] می‌باشد که مجهز به رادار فعال می‌باشد که در سال ۲۰۱۷ پرتاب شد. این ماهواره با پلتفرم 6U مجهز به رادار فعال در باند ka(35.75 GHz) با آنتن بازشونده می‌باشد.

از جمله حسگرهای غیرفعال می‌توان از رادیومترها، طیف‌سنج‌ها، GNSSها[48] و محموله‌های تصویربردار اپتیکی، نام برد. به‌طور مثال، استفاده از پلتفرم 3U با محموله تصویربرداری از زمین با قابلیت تفکیک ۳–۵ متر زمینی در مرجع [۲۱] ارائه شده است. همچنین در ماهواره‌هایی چون 3U CanX-2، 3U Goste-1 و 3UARMADILLO و 3U MiRaTA از محموله GNSS برای آشکارسازی سیگنال‌های رادیویی منتشر شده از این محموله به‌منظور مشاهده تغییرات در پارامترهای اتمسفر مانند: دما، فشار، چگالی، رطوبت، تغییرات آب و هوایی و غیره استفاده شده است. ماهواره MicroMAS-1 که در سال ۲۰۱۴ به فضا پرتاب شد از یک حسگر غیرفعال ۹ کاناله (طیف‌سنج) استفاده کرد. مأموریت MicroMAS-2 شامل دو پلتفرم 3U که مجهز به طیف‌سنج مایکروویو ۱۲ کاناله بود. ماهواره MiRaTA با پلتفرم 3U از محموله‌های ترکیبی رادیومترهای سنجش از دور اتمسفر در باند G و V با یک حسگر GNSS استفاده کرد. محدودهٔ مادون سرخ در گستره طیف الکترومغناطیسی مورد توجه بسیاری از محققان در مباحث سنجش از دور قرار گرفته است. به‌طور مثال، ماهواره‌های 3U CanX-2، SRMSAT و 2U SathyambaSat از طیف‌سنج‌های مادون سرخ در پایش گازهای گل‌خانه‌ای در اتمسفر استفاده کرده‌اند. گزارش جامعی از این دسته از مأموریت‌ها در جدول ۱ نمایش داده شده است.

کاوش اعماق فضا

تا سال ۲۰۱۶ تمام مأموریت‌های تاسواره‌ها در مدار نزدیک زمین خلاصه می‌شد. اما از سال ۲۰۱۶ به بعد، پرتاب این کلاس‌های ماهواره‌ای به مدارهای بالاتر برای اجرای مأموریت-های علمی برنامه‌ریزی شد. به‌طور مثال، در مأموریت EM-1، تعداد ۱۰ تاسواره 6U [۲۲] توسط ناسا در دستور کار قرار گرفت. تاسواره‌های پروژه EM-1 مأمور به کاوش در حوزه‌هایی چون تعیین گستردگی و مقدار آب و یا سایر مواد زیستی در ماه، کشف سطح ماه و محیط تشعشعی اطراف ماه شدند. یکی از این ماهواره‌ها (Lunar Flashlight) با استفاده از لیزرهای نزدیک به طیف مادون‌سرخ خود برای آشکارسازی نواحی قطبی و یک طیف‌سنج روی بورد برای اندازه‌گیری ترکیبات و میزان انعکاس سطح استفاده کرده است [۲۳]. یکی دیگر از این ماهواره‌ها مجهز به محموله مادون سرخ با قدرت تفکیک بالا می‌باشد که قادر به بررسی وجود حالت‌های مختلف آب (یخ، بخار و مایع) و سایر مواد فرار از سطح ماه می‌باشد.

تاسواره NEAScout به‌عنوان یک ماهواره اکتشافی مجهز به دوربین چندطیفی برای تصویربرداری از هدف با قدرت تفکیک 10 m/pixel و 50 m/pixel به‌منظور تخمین شکل، نرخ اسپین، ساختار، موقعیت قطب‌ها و غیره می‌باشد. این ماهواره مجهز به سیستم پیشران گاز سرد برای مانورهای اولیه و بادبان خورشیدی ۸۶ متر مربعی برای استقرار ماهواره در مدار نهایی می‌باشد.

پروژه MarCO یکی دیگر از پروژه‌های ناسا می‌باشد. این پروژه با در اختیار داشتن دو تاسواره با پلتفرم‌های 6U با مأموریت پشتیبانی مخابراتی از پروژه مارس لندر InSight طراحی شد. تاسواره‌های MarCO مأمور به دریافت اطلاعات از InSight مستقر بر روی مریخ و مخابره آن به زمین بودند [۲۳]. پروژه اینسپایر[49] شامل دو عدد تاسواره با پلتفرم 3U با عمر تقریبی ۳ ماه می‌باشد. مأموریت اصلی این پروژه، نمایش توانمندی تاسواره‌ها در عملکرد، هدایت و مخابره داده‌ها در

47. JPL
48. Global Navigation Satellite System
49. Interplanetary Nanospacecraft Pathfinder in Relevant Environment (INSPIRE)

www.SID.ir

Archive of SID

مدارهای بالای زمین می‌باشند. همچنین، تاسواره‌های اینسپایر دارای دو محموله علمی مغناطیس‌سنج و دوربین تصویربرداری نیز می‌باشند [۲۵]. جدول ۲ ماهواره‌های با مأموریت مشابه را گردآوری کرده است.

جدول ۱- ماهواره‌های نمونه با مأموریت علوم زمینی و کاربردهای فضایی.

نام ماهواره	پلتفرم	شرکت/ سازنده	اهداف	پرتاب
Ho'oponopono 2 (H2)	3U	University of Hawaii at Manoa	انجام کالیبراسیون رادار با استفاده از یک فرستنده باند C و GPS دقت بالا	۲۰۱۳
AAUSAT4	1U	Aalborg University	تشخیص سیستم‌های شناسایی خودکار (AIS[1]) سیگنال‌های ارسال شده توسط کشتی‌های دریایی	۲۰۱۶
Aoxiang-Sat	12U	Northwestern Ploytechnical University, China	تشخیص الگوهای قطبش اشعه ماوراء بنفش و اندازه‌گیری جاذبه	۲۰۱۶
SathyabamaSat	2U	Sathyabama University, Chennai, India	اندازه‌گیری سطح بخار آب، مونوکسید کربن، دی‌اکسید کربن، متان و فلوراید هیدروژن با استفاده از طیف‌سنج مادون قرمز چندبعدی آرگوس ۱۰۰۰	۲۰۱۶
Cat-2	6U	Universitat Politécnica de Catalunya	ارتفاع سنجی اقیانوس و یخ و پراکندگی سنجی دریاها، اندازه‌گیری رطوبت خاک و نظارت بر بایومس‌ها با استفاده از بازتاب‌سنج سیستم‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی (GNSS-R)	۲۰۱۶
RainCube	6U	NASA (JPL)	ارزیابی رادار Ka-band برای آب و هوا شناسی و پیش‌بینی شرایط آب و هوا (این اولین رادار فعال در تاسواره‌ها خواهد بود).	در حال توسعه و ساخت
TEMPEST-D	6U	Colorado State University	ارزیابی ۵ فرکانس پرتو موج ۸۹، ۱۶۵، ۱۷۶، ۱۸۰ و ۱۸۲ گیگاهرتز برای کاهش ریسک منظومه ماهواره‌ای ۵ تاسواره با پلتفرم 6U	در حال توسعه و ساخت
DUSTIE	3U	Virginia Tech	تعیین توزیع دودهای کیهانی در ارتفاع ۴۰-۹۰ کیلومترجو با یک دوربین تصویربرداری از خورشید در طیف ۰.۴۲ میکرومتر هنگام طلوع و غروب	در حال توسعه و ساخت
OPAL	3U	Utah State University	نمایش مشخصات دمایی ترموسفر از ارتفاع ۹۰ تا ۱۴۰ کیلومتری ارتفاع با یک طیف‌سنج با وضوح بالا	در حال توسعه و ساخت
ARMADILLO	3U	University of Texas, Austin	بررسی محدوده ابعادی اجرام فضایی زیرمیلیمتری و تشکیل یک بانک اطلاعاتی با استفاده از یک آشکارساز گرد و غبار پیزوالکتریک	در حال توسعه و ساخت
QB50 Constellation	2U 3U	QB50 Project	انجام تحقیقات اتمسفری چند نقطه‌ای در داخل ترموسفر، در ارتفاع ۲۰۰ تا ۳۸۰ کیلومتر با استفاده از شبکه ۵۰ عضوی از تاسواره‌های دانشگاهی	در حال توسعه و ساخت
Hera Constellation	12U	Hera Systems Inc.	تولید تصاویر زمینی با وضوح ۱ متر با پرتاب ۹ نانوماهواره	در حال توسعه و ساخت
Lemur-2 Constellation	3U	Spire Global, Inc	منظومه تجاری برای GNSS-RO و ردیابی کشتی‌های AIS	در حال توسعه و ساخت
PlanetiQ Constellation	6U	PlanetiQ, LLC	منظومه تجاری از ۱۲ تاسواره با پلتفرم 6U که به‌طور خاص برای کاربردهای هواشناسی طراحی شده‌اند و از یک حسگر GPSO بهره می‌برند.	در حال توسعه و ساخت

1. Automatic identification systems

www.SID.ir

rchive of SID

جدول ۲- ماهواره‌های نمونه با مأموریت کاوش محیط فضا.

نام ماهواره	پلتفرم	شرکت/ سازنده	اهداف	پرتاب
Lunar Flashlight	6U	NASA JPL	شناسایی ذخایر یخ در سطح ماه، سنجش ترکیبات، کمیت، گستردگی و ساختار H_2O/H و سایر مواد فرار	در حال توسعه و ساخت
Lunar IceCube	6U	Morehead State Univerdsity	بررسی میزان آب و سایر مواد تبخیری بر حسب تابعی از روز، طول جغرافیایی و سن سنگ‌پوش‌های سطح ماه	در حال توسعه و ساخت
Lunah-Map	6U	Arizona State University	اندازه‌گیری ترکیبات توده هیدروژنی تا عمق یک متری از منطقه قطب جنوب سطح ماه با استفاده از یک سنجنده نوترون	در حال توسعه و ساخت
SkyFire	6U	Lockheed Martin	پرواز در مدار ماه، دریافت داده‌های حسگر مادون سرخ برای تحلیل مشخصه‌های سطح، سنجش از دور و دمای محیطی	در حال توسعه و ساخت
NEAScout	6U	NASA JPL	ماهواره با مأموریت شناسایی و داده‌برداری از استرویدها با هدف توسعه مأموریت‌های با حضور انسان	در حال توسعه و ساخت
OMOTENASHI	6U	JAXA	توسعه فن‌آوری کاوش سطح ماه و اندازه‌گیری تشعشعات محیطی	در حال توسعه و ساخت
EQUULEUS	6U	JAXA	مطالعه محیط تشعشی اطراف زمین با تصویربرداری از پلاسماسفر و اندازه‌گیری توزیع پلاسمای اطراف زمین	در حال توسعه و ساخت
ArgoMoon	6U	Argotee, Italian Space Agency	تست قابلیت ارتباط تصویری بین تاسواره و زمین	در حال توسعه و ساخت
MarCo	6U	NASA JPL	دارای دو تاسواره با پلتفرم 6U که در فازهای ورود به جو و فرود پروژه InSight به مریخ پشتیبان ارتباطات بودند.	در حال توسعه و ساخت
INSPIRE	3U	NASA JPL	دارای دو تاسواره با پلتفرم 3U حامل مغناطیس سنج helium-Vector و محموله تصویربرداری از فضا	در حال توسعه و ساخت

اندازه‌گیری پارامترهای فیزیکی فضایی

پارامترهای فضایی می‌تواند اثرات مخربی را بر زیرسیستم‌های ماهواره (باس و بخش زمینی) و حتی سلامت محموله‌های زیستی (انسان، حیوان و گیاه) به‌جا بگذارد. به‌رغم مأموریت‌های متعدد تاسواره‌ها در حوزه شناسایی و اندازه‌گیری پارامترهای آب و هوای فضایی، تا ۶ سال پیش، اطلاعات مستخرج از این مأموریت‌ها کاربرد چندانی نداشت. اخیراً سازمان ان-اس-اف [50] آمریکا حامی مالی چندین مأموریت نانوماهواره‌ای برای مطالعات پارامترهای فضایی شده است [۲۶].

اولین مأموریت نانوماهواره هواشناسی فضایی NSF، پروژه RAX [51] که شامل دو عدد تاسواره 3U با نام‌های RAX-1 و RAX-2 که در دانشگاه میشیگان ساخته شد، بود. نانوماهواره Rax-1 به مدار دایروی نزدیک زمین ارسال شد در حالی‌که نانوماهواره RAX- 2 به مدار بیضوی نزدیک زمین ارسال شد. هدف اولیه مأموریت، تعیین میزان و توزیع اغتشاشات پلاسمای یونوسفر بود که به‌طور جدی زیرسیستم‌های هدایت و مخابرات را تهدید می‌کند. با مأموریتی مشابه، پروژه نانوماهواره DICE حاوی دو تاسواره 1.5 U توسط ناسا گزارش شده است. پروژه CSSWE یک تاسواره 3U که در یک مدار بیضوی نزدیک زمین عملیاتی شد. هدف از پرتاب این تاسواره اندازه‌گیری جهت شارش پروتون و الکترون‌های پرانرژی با استفاده از یک تلسکوپ بود. پروژه CINEMA شامل چهار تاسواره 3U در سال ۲۰۱۲ وارد مدار نزدیک زمین شد. محموله این پروژه شامل دو نمایانگر ذرات STEIN [52] و MAGIC [53] که به‌ترتیب روی بورد و روی بوم با فاصله ۱ متر قرار می‌گرفت که وظیفه این محموله‌ها اندازه‌گیری جریان مغناطیسی زمین و تصعید ذرات بود. پروژه SENSE شامل دو تاسواره 3U که در سال ۲۰۱۳ به مدار نزدیک زمین فرستاده شد، می‌باشد. مأموریت آن تهیه بانک اطلاعاتی از لایه یونوسفر برای پیش‌بینی و اندازه‌گیری

50. National Science Foundation (NSF)
51. Radio Aurora Explorer
52. Supra-Thermal, Electros, Ions and Neutrals
53. Magnetoresistive Magnetometer

www.SID.ir

Archive of SID

پارامترهای فضایی بود. یکی از تاسواره‌های SENSE شامل یک فتومتر برای اندازه‌گیری غلظت الکترون و ساختار یونوسفر و تاسواره دیگر مجهز به طیف‌سنج دمایی و باد WTS[۵۴]، IDTS[۵۵]، NMS[۵۶] و IMS[۵۷] به‌منظور اندازه‌گیری دمای یون‌ها، بادهای خنثی[۵۸]، ترکیبات یونی و چگالی یونوسفر بود.

ماهواره ExoCube ماهواره‌ای با پلتفرم 3U می‌باشد که در سال ۲۰۱۵ به‌منظور اندازه‌گیری غلظت یون‌هایی مانند: هلیوم، هیدروژن، نیتروژن و غیره به مدار نزدیک زمین پرتاب شد [۲۷]. پروژه MinXSS شامل دو ماهواره با پلتفرم 3U توسط دانشگاه کلرادو ساخته و با مأموریت اندازه‌گیری میزان توزیع و گسیل انرژی X-ray و اثر آن بر لایه‌های یونوسفر و ترموسفر و مزوسفر با طیف‌سنج Amptek X123-SDD COTS X-ray در سال ۲۰۱۵ به مدار خورشید آهنگ نزدیک زمین ارسال شد [۲۸]. جدول ۳ نمونه‌ای از ماهواره‌های با این مأموریت را نمایش می‌دهد.

فیزیک نجومی

تعدادی از مأموریت‌های اکتشاف فضا در حوزه فیزیک نجومی در جدول ۴ لیست شده است.

پروژه CXBN شامل دو ماهواره با پلتفرم 2U با مأموریت اندازه‌گیری تشعشعات X-ray نجومی در بازه 30-50 keV با استفاده از سنجنده CZD[۵۹] بود که در سال ۲۰۱۲ به فضا پرتاب شد. یکی دیگر از نانوماهواره‌های ارسالی با پلتفرم 3U با نام S-CUBE توسط دانشگاه توهوکو در سال ۲۰۱۵ به مدار نزدیک زمین ارسال شد. مأموریت اصلی این نانوماهواره مشاهده شهاب‌سنگ‌های فضایی از مدارهای پایین زمین به‌منظور اندازه‌گیری ابعاد شهاب‌سنگ‌ها توسط میزان نور و درخشش آنها، ساختار آنها و میزان غلظت سولفور در ترکیبات آن با بهره‌گیری از یک دوربین تصویربرداری و سه محموله PMT[۶۰] به‌منظور مشاهده مقدار گسیل UV بود.

از جمله به‌نام‌ترین پروژه‌های با مأموریت فیزیک نجومی می‌توان از پروژهٔ BRITE[۶۱] نام برد که شامل مجموعه نانوماهواره‌های مشترک میان سه کشور استرالیا، هلند و کانادا می‌باشد. ساختار این منظومه ماهواره‌ای با پلتفرم تاسواره‌ها و به‌منظور اکتشافات ستارگان و ارزیابی درخشان‌ترین ستارگان و نحوه تعامل آنها با محیط اطراف در نظر گرفته شده است. در مجموع تعداد شش نانوماهواره ۷ کیلوگرمی (هر کشور دو نانوماهواره) با ابعاد استاندارد[۶۲] cm^3 ۲۰×۲۰×۲۰ به اشتراک گذاشت. این نانوماهواره‌ها (BRITE-A، BRITE-U، BRITE-P1، BRITE-P2، BRITE-C1 و BRITE-C2) دارای تلسکوپ اپتیکی با دیافراگم ۳ سانتی‌متری به‌منظور اندازه‌گیری میزان درخشش و تغییرات دمایی ستارگان (روشن‌تر از $mag(V)= 4$ در رنگ‌های آبی و قرمز) هستند. میدان دید این تلسکوپ‌ها ۲۴ درجه می‌باشد که قابلیت رصد حدود ۱۵ ستاره را فراهم می‌سازد. یکی از دو نانوماهواره هر کشور، تمرکز بر طیف آبی رنگ (390-460 nm) و دیگری متمرکز بر طیف قرمز رنگ (550-700 nm) می‌باشد [۲۹].

از جمله دیگر مأموریت‌ها در این حوزه می‌توان از ASTERIA با پلتفرم 6U که توسط آزمایشگاه پیشرانش جت ناسا طراحی و ساخته شد و در سال ۲۰۱۷ عملیاتی شد را نام برد. این ماهواره با استفاده از ابزار تصویربرداری CMOS به تصویربرداری از ستارگان و سیارات می‌پردازد. یکی دیگر از برنامه‌های این ماهواره اثبات فن‌آوری برای هدف‌گیری با دقت ۱۰ arc/sec می‌باشد. ماهواره HaloSat یکی دیگر از ماهواره‌های ناسا با پلتفرم 6U می‌باشد که برای پرتاب در سال ۲۰۱۸ برنامه‌ریزی شده است. مأموریت اصلی این ماهواره اکتشاف حلقه‌های نورانی در کهکشان راه شیری با نگاشت اکسیژن گسیل‌شده با استفاده از سنجنده Amptek X-ray می‌باشد. اطلاعات به‌دست آمده در تعیین میزان توزیع گازهای داغ و تغییرات رژیم بادهای فضایی در کهکشان راه شیری مورد استفاده قرار خواهد گرفت. در واقع این ماهواره به این سوال پاسخ می‌دهد که آیا حلقه نورانی اطراف کهکشان راه شیری وجود دارد یا خیر؟ که می‌تواند به حل مشکلات باریون کیهانی ازدست رفته کمک شایانی کند.

آزمایشگاه‌های فضایی

در این بخش به بررسی مأموریت‌های با هدف آزمایش‌های علمی در فضا با استفاده از پلتفرم تاسواره‌ها پرداخته می‌شود. جدول ۵ لیست تعدادی از ماهواره‌های با این مأموریت را در خود گنجانده است.

54. Wind and Temperature Spectrometer
55. Ion Drift and Temperature Spectrometer
56. Neutral Mass Spectrometer
57. Ion Mass Spectrometer
58. Neutral Wind
59. Cadmium Zinc Telluride
60. Photomultiplier tubes
61. BRIght Target Explorer
62. Generic Nanosatellite Bus (GNC)

www.SID.ir

rchive of SID

جدول۳- ماهواره‌های نمونه با مأموریت سنجش پارامترهای فضایی.

نام ماهواره	پلتفرم	شرکت/سازنده	اهداف	پرتاب
CINEMA	3U	University of California	سنجش آب و هوای فضایی با استفاده از سنجنده‌های STEIN روی بورد و مغناطیس‌سنج MAGIC نصب بر بوم ۱ متری	۲۰۱۲
ExoCube	3U	California Polytechnic State University	با استفاده از سنجنده INMS[۶۳] به اندازه‌گیری چگالی یون‌های [O]، [H]، [He]، [N2]، [O+]، [H+]، [He+]، [NO+] در بالا و پایین یونوسفر پرداخته است.	۲۰۱۵
PropCube 1 PropCube 3	1U	Naval Postgraduate School	به مطالعات یونوسفر با اندازه‌گیری چگالی الکترون‌ها و بی‌نظمی‌های آنها به محاسبه فرکانس‌های دوگانه یونوسفری پرداختند.	۲۰۱۵
ELFIN	3U	University of California	بررسی علل اتلاف الکترونی از نوارهای تشعشعی با استفاده از مغناطیس‌سنج‌های Flux-gate و دو سنجنده ذرات انرژی‌دار	در حال توسعه و ساخت
SEAM	3U	Royal Institute of Technology	اندازه‌گیری‌های میدان مغناطیسی با استفاده از مغناطیس‌سنج‌های Flux-gate و تعدادی حسگر مغناطیس	در حال توسعه و ساخت
IGOSat	3U	University Paris Diderot	دارای یک GPS برای اندازه‌گیری محتوای الکترونی یونوسفر و یک سنجنده جرقه‌زن[۶۴] برای اندازه‌گیری الکترون‌ها و اشعه گامای انرژی بالا	در حال توسعه و ساخت
DIME	1.5U	ASTRA	بررسی آب و هوای فضا با استفاده از دو پراب لانگمویر، مغناطیس‌سنج و چهار پراب میدان مغناطیسی نصب شده بر روی بوم کابلی ۳.۵ متری	در حال توسعه و ساخت

جدول ۴- ماهواره‌های نمونه با مأموریت فیزیک نجومی.

نام ماهواره	پلتفرم	سازنده/شرکت	اهداف	پرتاب
CXBN CXBN-2	2U	Morehead State University	توسعه دقت در اندازه‌گیری X-ray در بازه 30-50 keV با استفاده از سنجنده CZT[۶۵]	۲۰۱۲
BRITE-P2 (Heweliusz)	7kg GNB	Polish Academy of Sciences	منظومه ماهواره‌ای BRITE	۲۰۱۴
S-CUBE	3U	Chiba Institute of Technology, Tohoku University	تصویربرداری شهاب‌سنگ‌ها از مدار نزدیک زمین برای اندازه‌گیری سایز و ترکیبات آنها با استفاده از دوربین طیف مرئی و سه فتومالتیپلایر[۶۶] برای مشاهده گسیل UV از شهاب سنگ	۲۰۱۵
ASTERIA	6U	NASA JPL	بررسی میزان عبور و حرکت سیارات شناسایی شده و تصویربرداری با زمان بالا از ستارگان با استفاده از ابزارهای CMOS	در حال توسعه و ساخت
HaloSat	6U	University of Iowa	بررسی هاله‌های بزرگ و داغ در کهکشان راه شیری با نقشه‌برداری از خطوط انتشار اکسیژن به‌منظور محدود کردن توزیع و هندسه آن با استفاده از سه سنجنده COTSAmptek یکسان	در حال توسعه و ساخت
PicSat	3U	LESIA, paris	شناسایی میزان انتقال BetaPictorisb با استفاده از یک تلسکوپ 50 mm که پیش‌بینی می‌شود بین سال‌های ۲۰۱۷ تا ۲۰۱۸ اتفاق بیافتد.	در حال توسعه و ساخت

63. Ion Neutral Mass Spectrometer
64. Scintillation
65. Cadmium Zinc Telluride
66. photomultiplier

www.SID.ir

Archive of SID

جدول ۵- ماهواره‌های نمونه دارای آزمایشگاه‌های فضایی.

ماهواره	پلتفرم	شرکت/سازنده	اهداف	پرتاب
O/OREOS	3U	NASA ARC	آزمایش بیولوژیکی ارزیابی قابلیت حیاتی میکروارگانیسم‌ها در محیط فضایی و پایداری مولکول‌های آلی در فضا	۲۰۱۰
Lambdasat	1U	Lambda Team	بررسی اثرات تشعشع بر گرافن	۲۰۱۴
EcAMSat	6U	NASA ARC	آزمایش بررسی اثرات فضای بی‌وزنی بیولوژیکی در پاسخ به آنتی‌بیوتیک وابسته به دوز	در حال توسعه و ساخت
BioSentinel	6U	NASA ARC	آزمایش بیولوژیکی با بررسی آسیب و بازسازیDNA در یک گیاه Saccharomycescerevisiae در فضا	در حال توسعه و ساخت
ChargerSat-2	1.5U	University of Alabama	آزمایش تجربی در مورد خواص انتقال حرارت جوشش هسته ای در میکروگرانشی	در حال توسعه و ساخت
Q-PACE	2U	University of Central Florida	آزمایش کشف خواص بنیادی برخوردهای ذرات کم‌سرعت در شرایط میکروگرانشی برای درک بهتر افزایش منظومه ذرات و گازها	در حال توسعه و ساخت
AOSAT	3U	Arizona State University	آزمایشگاه فضایی برای مطالعه شکل‌گیری سیاره و خواص سطح سیارک‌ها (استرویدها)	در حال توسعه و ساخت

جدول ۶- ماهواره‌های نمونه با مأموریت توسعه فناوری.

ماهواره	پلتفرم	شرکت/سازنده	اهداف	پرتاب
TechEdSat-3 TechEdSat-4	3U	NASA	نمایش ارتباطات بین ماهواره‌ای (ایریدیوم) و همچنین توسعه سیستم غیرفعال ترمزی برای کنترل خروج از مدار و بازگشت مجدد	۲۰۱۳ ۲۰۱۴
GRIFEX	3U	University of Michigan NASA	اعتبارسنجی درون مداری از سنجنده PanFTS[67] که برای یک مأموریت مدار ثابت زمین[68] طراحی شده است.	۲۰۱۵
LightSail-A LightSail-B	3U	The Planetary Society	دو مأموریت تاسواره طراحی شده برای پیشرفت فن‌آوری بادبان‌های فضایی	۲۰۱۵
VELOX-II	6U	Nanyang Technological University, Singapore	قابلیت ارتباط بین ماهواره ایدر مدار نزدیک زمین با ثابت زمین	۲۰۱۵
CanX-7	3U	University of Toronto	نمایش امکان خروج از مدار یک نانوماهواره با استفاده از بادبان خورشیدی بازشونده سبک	در حال توسعه و ساخت
CryoCube	3U	Kennedy Space Center NASA	امکان‌سنجی سایبان خورشیدی بازشونده برای دست‌یابی به دمای Cryogenic در مدار نزدیک زمین و ثابت زمین	در حال توسعه و ساخت
CubeRRT	6U	Ohio State University	امکان‌سنجی و تأیید فن‌آوری تداخل فرکانس رادیویی (RFI) برای رادیومتری‌های مایکروویو (مشاهده زمین) در باند 6-40 GHz	در حال توسعه و ساخت
iSat	12U	NASA	امکان‌سنجی مانورپذیری تاسواره‌ها، شامل تغییر صفحه مداری و ارتفاع با استفاده از فن‌آوری تراسترهای Hall با پیشران ید	در حال توسعه و ساخت

67. Panchromatic Fourier Transform Spectrometer
68. Geostationary

www.SID.ir

Archive of SID

ماهواره‌های عملیاتی شده با این مأموریت شامل GeneSat-1 با پلتفرم 3U، PharmaSat 1، O/OREOS و SporeSat-1 همگی آزمایشات بیولوژیکی را به‌منظور بررسی اثرات میکروگرویتی و تشعشعات فضایی بر ارگانیزم‌های بیولوژیکی، متابولیزم‌ها و پایداری مولوکول‌های ارگانیک انجام دادند. ماهواره Lamdasat با پلتفرم 1U به مطالعه اثرات تشعشع بر مشخصه‌های گرافن در محیط فضا پرداخت [۳۰]. ماهواره‌های EcAMSat و BioSentinel با پلتفرم 6U توسط ناسا و به‌منظور مطالعات بیولوژیکی به فضا پرتاب شد. مأموریت EcAMSat بررسی اثرات بی‌وزنی بر دوز داروهای آنتی‌بیوتیکی بود. مأموریت ماهواره BioSentinel با پرواز به ارتفاعات بالاتر از مدارهای نزدیک زمین در دوره عمر ۱۲–۱۸ ماهه‌اش به تعیین میزان آسیب‌پذیری و بازسازی DNA در ارگانیزم‌های بیولوژیکی و همچنین مشاهده تشعشعات فضایی پرداخت.

ماهواره Q-PACE یک ماهواره با پلتفرم 2U که در دانشگاه فلوریدا ساخته شد و با مأموریت تعیین مشخصه‌های بنیادی ذرات در برخوردهای با سرعت پایین (کمتر از 10 cm/sec) در شرایط بی‌وزنی به فضا پرتاب شد. ماهواره AOSAT با پلتفرم 3U در دانشگاه آریزونا ساخته شد و با مأموریت بررسی شکل سیارات و مشخصه‌های سطح استرویدها به فضا پرتاب شد. این ماهواره به سه زیرماهواره با پلتفرم 1U تقسیم می‌شود که پلتفرم مرکزی همه زیرسیستم‌های ماهواره را حمل کرد و دو ماهواره دیگر دارای محفظه‌هایی شامل تکه‌های شهاب‌سنگ و ذرات غبار بود [۳۱].

توسعه فناوری

طیف وسیعی از تاسواره‌ها با هدف توسعه فن‌آوری در مؤسسات و دانشگاه‌ها طراحی و ساخته می‌شوند. در ادامه به چند نمونه از آنها اشاره خواهد شد (جدول ۶). ماهواره ISARA با پلتفرم 3U، دارای آنتن بازتابنده باند Ka به‌منظور تبادل داده با نرخ 100Mbps توسعه داده شد و این در حالیست که سه ماهواره پروژه AeroCubeOCSD کلاس 1.5U قابلیت مخابره تصاویر اپتیکی با نرخ 500 Mbps را محقق ساخت [۳۲]. این نرخ‌های ارسال داده بالاتر از قابلیت‌های سیستم‌های مخابراتی در باندهای S یا UHFای می‌باشد که به‌طور معمول برای تاسواره‌ها به کار برده شده است و می‌تواند دریچه‌ای بر امکان‌پذیری مأموریت‌های بزرگتر باشد.

تعیین و کنترل دقیق وضعیت یکی دیگر از حوزه‌های مهم در بحث توسعه فن‌آوری تاسواره‌ها می‌باشد. ماهواره ASTERIA با پلتفرم 6U که در JPL ناسا طراحی و ساخته شد با هدف دستیابی به خط دید[۶۹] در سطح arcsecond برای مشاهده ستارگان، سیارات و سایر پدیده‌های فضایی توسعه یافت [۳۳]. یکی دیگر از این حوزه‌ها، توسعه سیستم پیشران فضایی مانند استفاده از بادبان‌های خورشیدی و وصله‌های الکترودینامیکی می‌باشد. پروژه‌هایی مانند LightSail-A, B و NanoSail-D2 با پلتفرم 3U دارای فن‌آوری بادبان خورشیدی و پروژه TEPCE-A, B شامل دو تاسواره با پلتفرم 1.5U که به‌واسطه تسمه رسانای الکتریکی به طول یک کیلومتر به هم متصل بودند.

از جمله فن‌آوری‌های کلیدی تاسواره‌ها وجود تجهیزات مینیاتوری سازگار با پلتفرم آنها می‌باشد. جدول زیر تعدادی از این ماهواره‌ها را با مأموریت توسعه فن‌آوری نمایش می‌دهد. از جمله این تجهیزات مینیاتوری‌سازی‌شده می‌توان از CIRiS[۷۰]ها نام برد که یک محموله تصویربردار مادون سرخ خنک نشونده در طیف (7.5 – 13 Micro m) می‌باشد. یکی دیگر از این تجهیزات CIRAS[۷۱] می‌باشد که قابلیت اندازه‌گیری پروفیل‌های دمایی و بخار آب را در لایه تروپوسفر فراهم می‌سازد. این تجهیز قابل مقایسه با مأموریت‌های آکوا[۷۲] ناسا می‌باشد. همچنین سنجنده‌های ذرات، طیف‌سنج‌های جرمی، طیف‌سنج‌های نوترونی، طیف‌سنج‌های X-ray، پراب لانگمویر[۷۳]، پراب‌های میدان الکتریکی، دریافت‌کننده‌های GNSS، مغناطیس‌سنج‌ها و دوربین‌های تصویربرداری نیز از جمله این تجهیزات مینیاتورسازی شده برای پلتفرم تاسواره‌ها می‌باشد.

در حوزه آرایش پروازی نیز مأموریت‌هایی با هدف توسعه فناوری تعریف شده است که از جمله معروف‌ترین آنها می‌توان از CANYVAL-X، SAMSON- A, B, C، AMODS و AAReST نام برد. آرایش پروازی قابلیت‌های عدیده‌ای را با پلتفرم تاسواره‌ها در اختیار قرار می‌دهد. آرایش‌های پروازی را می‌توان به چهار دسته زیر تقسیم‌بندی کرد.

فضاپیماهای تقسیم‌شده[۷۴]

این دسته از مأموریت‌ها شامل ماهواره‌هایی می‌شوند که زیرسیستم‌های آنها تقسیم‌بندی شده و هر یک داخل یک فضاپیمای مستقل قرار دارد (شکل ۴). این تقسیم‌بندی امکان جداسازی عملکرد سیستم را فراهم می‌آورد و به تبع آن حسگرها به صورت مستقل عمل می‌کند و در صورت خرابی هر یک، امکان جایگزینی وجود دارد و کل مأموریت را به خطر نمی‌اندازد.

69. Line of Sight

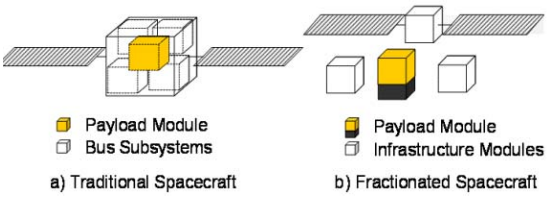
70. Compact Infrared Radiometer in Space
71. Cubsat Infrared Atmospheric Sounder
72. Aqua
73. Langmuir Probe
74. Fractioned Spacecraft

www.SID.ir

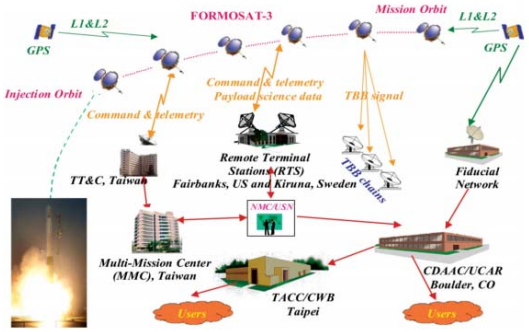
Archive of SID

آرایش پروازی[۷۵]

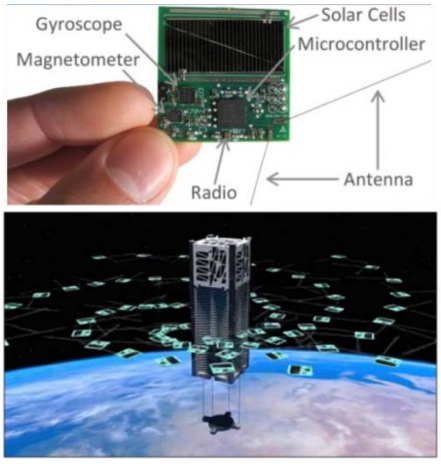
این دسته از مأموریت‌ها امکان انجام یک عملکرد مشخص مانند دسترسی پیوسته و به هنگام را از منطقه یا مناطق خاصی فراهم می‌آورد که از جمله کاربرد این مأموریت‌ها در ارتباطات، ناوبری و علوم زمینی می‌باشد (شکل ۵).



شکل ۴– مقایسهٔ ماهواره‌های با ساختار چند جزئی و ماهواره‌های رایج [۳۴].



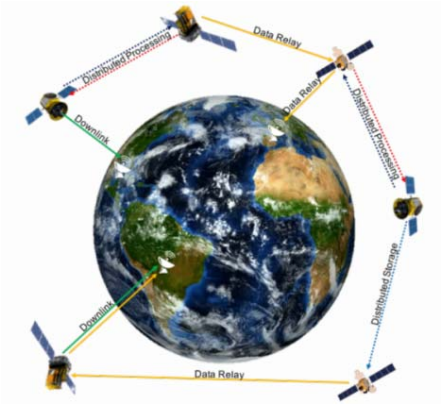
شکل ۵– نمونه آرایش پروازی ماهواره FORMOSAT [۳۵].



شکل ۶– ماهواره‌های رها شده از ماهواره Sprite [۳۶].

سیستم‌های فضایی فدرال[۷۶]

این آرایش در مقیاس بزرگ، امکان انجام مأموریت‌های چند منظوره را فراهم می‌سازد که هر ماهواره به تنهایی به‌عنوان فراهم‌کننده بخشی از اهداف این مأموریت می‌باشد (شکل ۷). محدودیت‌های طراحی در ماهواره‌ها و یا تغییر در زمان‌بندی عملیات آنها به معنی آن است که آنها نمی‌توانند از ۱۰۰ درصد توان‌مندی خود (مانند پردازش داده) استفاده کنند. بنابراین، با فروش ماهواره به آرایش فدرال، از قابلیت‌های دیگر ماهواره‌ها مانند: استفاده از حافظه‌های ذخیره‌سازی بیشتر، جرم کمتر و غیره استفاده می‌کنند.



شکل ۷– نمایش آرایش FSS [۳۷].

نتیجه‌گیری

تاسواره‌ها ماهواره‌هایی با قابلیت‌های بالا برای انجام مأموریت‌های پیشرفته مبتنی بر علوم فضایی با هزینه‌های کمتر و مقرون به صرفه‌تر از ماهواره‌های رایج امروزی می‌باشند. به‌طوری که در نقشه راه شرکت‌های بزرگ طراحی و ساخت این ماهواره‌ها برنامه-ریزی برای دست‌یابی به ماه و و مریخ در دو تا سه سال آینده انجام شده است. همچنین این ماهواره‌ها می‌توانند در مأموریت‌های ارزشمند و با ریسک بالا و پروازهای آرایشی با چندین پلتفرم ارزان قیمت، جای ماهواره‌های بزرگ امروزی را بگیرند. همچنین، تاسواره‌ها می‌توانند به‌طور بالقوه یک شبکه از ایستگاه‌های هواشناسی (اندازه‌گیری پارامترهای فضا) را فعال کرده که دانش بشر را در مورد پدیده‌های فضایی گسترده‌تر و در نهایت قابلیت‌های دانشمندان برای پیش‌بینی بهتر اثرات خطرناک پدیده‌های فضا بر روی زیرساخت‌های حیاتی را افزایش پیدا خواهد داد. از این ماهواره‌ها برای مشاهده طولانی مدت ستاره‌های و انتقال سیارات استفاده شود. با این حال، به‌منظور فعال کردن مأموریت‌های کاوش اعماق فضا، چالش‌های متعددی مانند تعامل با محیط‌های با تشعشعات قوی، کنترل حرارتی، ارتباطات راه دور و نیازهای پیشرانشی پیشرفته وجود دارند که باید مورد توجه قرار گیرند. تحلیل‌های آماری ارائه شده در این مقاله در مراحل بعدی طراحی (زمانی که مشخصات مأموریتی تفضیلی ماهواره استخراج شد)، مجدداً غربال شده و با تمرکز بر روی ماهواره‌هایی با وجوه مشترک ویژه، مطالعات موردی با اهداف خاص بر روی آنها انجام خواهد شد. همچنین، در ادامه می‌توان به تحلیل و بررسی مشخصات و پارامترهای مهم هر زیرسیستم پرداخت.

75. Constellation
76. Federated Space Systems (FSS)

www.SID.ir

Archive of SID

مراجع

[1] P. Machuca, J. Sánchez, and S. Greenland, "Asteroid flyby opportunities using semi-autonomous CubeSats: Mission design and science opportunities," *Planetary and Space Science,* vol. 165, pp. 179-193, 2019.

[2] K. Sarda *et al.*, "Canadian advanced nanospace experiment 2: Scientific and technological innovation on a three-kilogram satellite," *Acta Astronautica,* vol. 59, no. 1-5, pp. 236-245, 2006.

[3] M. Farison, K. Hicks, M. Schmidt, and S. Yang, "Cloud cubesat thermoelectric cooler controller system," *Baltimore, MD,* 2010.

[4] A. Toorian, K. Diaz, and S. Lee, "The cubesat approach to space access," in *Aerospace Conference, 2008 IEEE*, pp. 1-14.

[5] B. Klofas, J. Anderson, and K. Leveque, "A surveyof cubesat communication systems," in *5th Annual CubeSat Developers' Workshop*, 2008.

[6] S. Greenland and C. Clark, "Cubesat platforms as an on-orbit technology validation and verification vehicle," in *European Small Satellite Service Symposium*, 2010.

[7] L. Johnson, M. Whorton, A. Heaton, R. Pinson, G. Laue, and C. Adams, "NanoSail-D: A solar sail demonstration mission," *Acta Astronautica,* vol. 68, no. 5-6, pp. 571-575, 2011.

[8] A. Elbrecht, S. Dech, and A. Gottscheber, "1U CubeSat design for increasedpower generation," in *Proceedings of the 1st IAA Conference on University Satellite Missions*, 2011, pp. 1-7.

[9] F. Santoni, F. Piergentili, and F. Graziani, "Broglio Drag Balance for neutral thermosphere density measurement on UNICubeSAT," *Advances in Space Research,* vol. 45, no. 5, pp. 651-660, 2010.

[10] E. Agasid *et al.*, "Small spacecraft technology state of the art," *NASA, Ames Research Center, Mission Design Division Rept. NASA/TP-2015-216648/REV1, Moffett Field, CA,* 2015.

[11] C. Frost and E. Agasid"Small spacecraft technology state of the art," *NASA Technical Report TP-2014-216648/REV1, NASA Ames Research Center,* 2014.

[12] A. Williams, "CubeSat Proximity Operations Demonstration Avionics System Design", 2015.

[13] D. Selva and D. Krejci, "A survey and assessment of the capabilities of Cubesats for Earth observation," *Acta Astronautica,* vol. 74, pp. 50-68, 2012.

[14] F. H. Aguirre, "X-Band electronics for the INSPIRE Cubesat deep space radio," in *Aerospace Conference, 2015 IEEE*, pp. 1-10.

[15] [۱۵] J. P. Mason *et al.*, "MinXSS-1 CubeSat on-orbit pointing and power performance: the first flight of the blue canyon technologies XACT 3-axis attitude determination and control system," *arXiv preprint arXiv: 1706.06967,* 2017.

[16] C. Fish *et al.,* "Dice mission design, development, and implementation: Success and challenges," 2012.

[17] A. Martinez and A. Petro, "Optical Communications and Sensor Demonstration" 2015.

[18] J. Bouwmeester and J. Guo, "Survey of worldwide pico-and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology," *Acta Astronautica,* vol. 67, no. 7-8, pp. 854-862, 2010.

[19] D. Gilmore, "Spacecraft thermal control handbook, Volume I: fundamental technologies," ed: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2002.

[20] R. Sandau, H.-P. Roeser, and A. Valenzuela, *Small satellite missions for earth observation*. Springer, 2014.

[21] C. Boshuizen, J. Mason, P. Klupar, and S. Spanhake, "Results from the planet labs flock constellation", 2014.

[22] S. S. Board, E .National Academies of Sciences, and Medicine, *Achieving Science with CubeSats: Thinking Inside the Box*. National Academies Press, 2016.

[23] B. A. Cohen, P. O. Hayne, B. T. Greenhagen, and D. A. Paige, "Lunar Flashlight: Exploration and Science at the Moon with a 6U Cubesat", in *Annual Meeting of the Lunar Exploration Analysis Group*, 2015, vol. 1863, p. 2008.

[24] A. Klesh and J. Krajewski, "MarCO: CubeSats to Mars in 2016", 2015.

[25] A.T. Klesh *et al.*, "Inspire: Interplanetary nanospacecraft pathfinderin relevant environment," in *AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition*, p. 5323.

[26] "National Science Foundation (NSF) Cubesat-Based Science Missions for Geospace and Atmospheric Research Annual Report, NP-2013-12- 097-GSFC," *NASA,* 2016.

[27] M .Rodriguez *et al.*, "A Compact Ion and Neutral Mass Spectrometer for CubeSat/SmallSat Platforms," 2015.

[28] J.P. Mason *et al.*, "Miniature X-ray solar spectrometer: A science-oriented, university 3U CubeSat," *Journal of Spacecraft and Rockets,* vol. 53, no. 2,pp. 328-339, 2016.

[29] K. Sarda, C. Grant, M. Chaumont, S. Yun Choi, B. Johnston-Lemke, and R. Zee, "On-orbit performance of the bright target explorer (BRITE) nanosatellite astronomy constellation", 2014.

[30] G. Mantzouris *et al.*, "Picosatellites for maritime security applications-the Lambdasat case," *Journal of Aerospace Technology and Management,* vol. 7, no. 4, pp. 490-503, 2015.

[31] V. Perera, D. Cotto-Figueroa, J. Noviello, E. Asphaug, and M. Morris, "Asteroid Origins Satellite (AOSAT): Science in a CubeSat Centrifuge," in *Spacecraft Reconnaissance of Asteroid and Comet Interiors*, 2015, vol. 1829, p. 6024.

[32] S. Janson *et al.*, "The NASA optical communications and sensor demonstration program: Initial flight results," 2016.

[33] M. Knapp, S .Seager, M. W. Smith, and C. M. Pong, "ASTERIA: Arcsecond Space Telescope Enabling Research in Astrophysics," in *AGU Fall Meeting Abstracts*, 2017.

[34] C. Mathieu and A. Weigel, "Assessing the flexibility provided by fractionated spacecraft," in *Space 2005*,p.6700.

[35] C.-J. Fong *et al.*, "FORMOSAT-3/COSMIC Spacecraft Constellation System, Mission Results, and Prospect for Follow-On Mission", *Terrestrial, Atmospheric & Oceanic Sciences,* vol. 20, no. 1, 2009.

[36] J. Schertz, "Modern Review of the Autonomous Nano Technology Swarm (ANTS) Hardware and Controlling Software".

[37] I. Lluch, P. T. Grogan, U. Pica, and A. Golkar, "Simulating a proactive ad-hoc network protocol for Federated Satellite Systems," in *2015 IEEE Aerospace Conference*, pp. 1-16.

www.SID.ir