JSST Journal of Space Science and Technology

VOL. ?? / ISSUE ?/ 2024 (NO. ??)
Print ISSN: 2008-4560 / Online ISSN: 2423-4516
DOI: ??????????????????

Pages: 1-12/ Technical Note / Received: 13 Feb 2024 / Revised: 07 March 2024/Accepted: 14 April 2024

Journal Homepage: https://jsst.ias.ir

Introducing the Conceptual Design Process of the Armita Lunar Rover Based on ECSS

Amirhossein Adami[1*], Zahra Pourjabari[2], Mohammad Azhdri[3] , Ali Saadatdar[4], Haniyeh Eshaq Nia[5], Kazem Qolipour[6], Mohammad Mir Mohammadi[7], and Alireza Agangharini Frahani [8]

1,8. Assistance Professor, Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

2,3,6,7. Master's degree, Faculty of Aerospace Engineering, Malik Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

4,5. PhD student, Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

***Corresponding Author's E-mail: adami_amir@mut.ac.ir**

In this research, the structure of the probes sent to other planets is first investigated and the common structures are introduced. In the following, the system design process of the Armita probe, which was prepared for the first national competition of the probe robot (Iran Space Research Institute), will be discussed. Armita team has won the first place in the first phase of the competition in 1401. The probe design process is based on the ECSS standard and is presented briefly, which includes the compilation and extraction of the requirements document, function-performance tree, product tree and finally the conceptual design of the sub-systems to achieve the intended mission. Based on the extracted results, the Armita probe with a mass of 6.9 kg and geometric dimensions of 48 x 38 x 36 cm with a total energy consumption of 112 amp hours will be able to perform the intended mission and satisfy all technical, dimensional and mass requirements.

Keywords: Probe, lunar rover, system design, ECSS standard, product tree, function tree, conceptual design

ACCEPTED MANUSCRIPT

COPYRIGHTS
© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0).

How to Cite this in Article:
A. Adami, Z Pourjabari, M Azhdri , A Saadatdar, H Eshaq Nia, K Qolipour, M Mir Mohammadi, A Agangharini Frahani, " Introducing the Conceptual Design Process of the Armita Lunar Rover Based on ECSS," *Journal of Space Science and Technology*, vol. ??, no. ?, pp. ????, 2024 (in Persian). http://doi.org/ ????/jsst.2024.????

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی
دوره ؟؟ / شماره ؟/ سال ؟؟؟؟
شاپای چاپی: ۴۵۶۰- ۲۰۰۸ / شاپای الکترونیکی: ۴۵۱۶-۲۴۲۳
DOI:??????????????????
OPEN ACCESS
ص. ص.۲ ۱-۱ / یادداشت فنی / دریافت: ۲۴ بهمن ۱۴۰۲ / بازنگری: ۱۷ اسفند ۱۴۰۲ / پذیرش مقاله: ۲۶ فروردین ۱۴۰۳
Journal Homepage: https://jsst.ias.ir

ارایه روند طراحی مفهومی ماه‌نورد آرمیتا مطابق با استاندارد ECSS

امیرحسین آدمی[۱*]، زهرا پورجباری [۲]، محمد اژدری [۳]، سیدعلی سعادتدار [۴]، حانیه اسحاق نیا [۵]، کاظم قلی‌پور [۶]، سیدمحمد میرمحمدی [۷] و علیرضا آهنگرانی فراهانی[۸]

۸-۱- مجتمع دانشگاهی هوافضا- دانشگاه صنعتی مالک اشتر

***ایمیل نویسنده مخاطب: adami_amir@mut.ac.ir**

*در این تحقیق ابتدا به بررسی ساختار کاوشگرهای ارسال شده به سایر سیاره‌ها پرداخته شده و ساختارهای متداول معرفی می‌گردند. در ادامه، به ارایه روند طراحی سیستمی کاوشگر آرمیتا که برای اولین مسابقات ملی ربات کاوشگر (پژوهشگاه فضایی ایران) آماده‌سازی شده بود پرداخته خواهد شد. تیم آرمیتا موفق به کسب رتبه نخست در فاز اول مسابقه در سال ۱۴۰۱ گردیده است. روند طراحی کاوشگر، مبتنی بر استاندارد ECSS بوده و به‌طور مختصر ارایه می‌گردد که شامل تدوین و استخراج سند الزامات، درخت کارکرد-عملکرد، درخت محصول و نهایتا طراحی مفهومی زیرسامانه‌ها برای دستیابی به انجام ماموریت مدنظر می‌باشد. بر اساس نتایج استخراج شده، کاوشگر آرمیتا با جرم ۶.۹ کیلوگرم و ابعاد هندسی ۴۸*۳۸*۳۶ سانتی متر با انرژی مصرفی کل ۱۱۲ آمپر ساعت امکان انجام ماموریت درنظر گرفته شده را خواهد داشت و کلیه الزامات فنی، ابعادی و جرمی را به خوبی ارضاء می‌نماید.*

واژه‌های کلیدی: کاوشگر، ماه‌نورد، طراحی سیستمی، استاندارد ECSS، درخت محصول، درخت کارکرد، طراحی مفهومی

فهرست علائم

علائم	توضیحات
A_i	سطح مقطع نواحی مختلف
m_i	جرم
c_{p_i}	گرمای ویژه
C_{ij}	ضریب انتقال حرارت
F_{ij}	ضریب دید
Q_i	ورودی و خروجی ماهنورد
T_j, T_i	دما در نقاط خاص
σ	ثابت استفان بولتزمن
ϵ_j, ϵ_i	گسیل پذیری

مقدمه

سال‌هاست که ایده مسکونی شدن کرات دیگر و اعزام انسان به فضا به‌طور جدی پیگیری می‌شود. دانشمندان تلاش‌های زیادی را در راستای کشف آثار حیات در سایر کرات و انتخاب مکان مناسب برای زندگی انسان‌ها در فضا انجام داده‌اند. فناوری فضایی یکی از مهم‌ترین زمینه‌های رقابتی در بین کشورها شناخته می‌شود به

۱- استادیار(نویسنده مخاطب)
۲-۳-۶ و ۷ – کارشناسی ارشد
۴و ۵- دانشجوی دکتری
۸- استادیار

COPYRIGHTS
© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0).

گونه‌ای که میزان دستیابی به اشکال گوناگون فناوری فضایی مبنایی برای مقایسه کشورها از نظر توسعه اقتصادی و صنعتی است. بهره‌برداری از فضا با اهداف مختلفی انجام می‌شود. به دلیل پیچیدگی، هزینه گزاف، ریسک‌پذیری بالای پروژه‌های فضایی و عدم پوشش تمامی ابعاد علمی-تکنولوژیک آن توسط طراحان و متخصصان، طراحی و ساخت محصولات فضایی با توجه به کارهای پیشین صورت می‌گیرد. یکی از حوزه‌های نوین در کاوش محیط فضا و سیارات دیگر، بحث کاوشگرهای فضایی است [1]. فعالیت‌های اکتشافی-استخراجی یک ربات معمولاً در یک محیط سخت نظیر اعماق دریا، معادن، فضای خارج از جو، رادیواکتیو یا در محیطی با درجه حرارت بالا صورت می‌گیرد. به‌طور کلی هر کاوشگر دارای چندین بخش است که این بخش‌ها شامل: سازه و چیدمانی، چرخ و موبیلیتی، کنترل، هدایت و ناوبری، مخابرات، تامین و توزیع توان، کنترل حرارت و محموله است، که برای اهداف علمی و اکتشافی مناسب‌سازی می‌گردند.

در ادامه روند طراحی کاوشگرها براساس جامعه آماری و بررسی انواع پیکربندی‌های کاوشگرهای فضایی آورده شده‌است [2]. یکی از اولین گام‌ها در طراحی هر سامانه، مطالعه ویژگی‌ها و مشخصات عملکردی سامانه‌های مشابه است [3] [4] [5]. به‌صورت کلی برای این نوع سامانه‌ها دو نوع پیکربندی رایج وجود دارد که عبارتند از: نوع چرخ‌دار و نوع شنی. در شکل ۱ توزیع آماری ساختارها نشان داده شده است.

شکل ۱- نمونه‌های کاوشگر بررسی شده برای شرایط مشابه [۱]

اغلب ربات‌هایی که به مریخ و ماه ارسال شده‌اند؛ پنج هدف علمی زیر را پوشش می‌دهند:

- در جستجوی نشانی از آب(مایع حیات): شناسایی محیط‌ها یا بسترهایی که در آن‌ها آب قرار دارد.
- در جستجوی نشانی از قابلیت زندگی (حیات): شناسایی محیط‌هایی که در گذشته می‌توانسته‌اند قادر به پشتیبانی از زندگی میکروبی باشند.
- به دنبال نشانه‌های زیستی: یافتن نشانه‌هایی از حیات میکروبی پیشین در آن محیط‌های دارای قابلیت میزبانی زیست، به‌ویژه در سنگ‌های بخصوصی که با گذشت زمان چنین نشانه‌هایی را در خود حفظ می‌کنند.
- یافتن و ذخیره‌سازی نمونه‌ها: یافتن نمونه‌هایی از سنگ اصلی و سنگ‌پوشه‌ها (خاک) و جمع‌آوری آن‌ها.
- آماده‌سازی برای انسان: آزمودن روش تهیه اکسیژن از جو آن سیاره

این تحقیق، به ارایه روند طراحی سیستمی کاوشگر آرمیتا که برای اولین مسابقات ملی ربات کاوشگر (پژوهشگاه فضایی ایران) آماده سازی شده بود، می‌پردازد. روند طراحی مبتنی بر استاندارد ECSS بوده و تیم آرمیتا موفق به کسب رتبه نخست در فاز اول مسابقه در سال ۱۴۰۱ گردید.

ابتدا ماموریت و الزامات فنی معرفی شده و سپس درخت کارکرد-عملکرد سامانه برای ارضاء سند الزامات استخراج می‌شود. در ادامه بر اساس درخت کارکرد-عملکرد، درخت محصول متناظر، طراحی شده و در نهایت روند طراحی مفهومی زیر سامانه ها برای دستیابی به سامانه اصلی تشریح می‌گردد.

ارائه ماموریت و الزامات فنی طراحی

روند طراحی مفهومی کاوشگر بر اساس دو ماموریت علمی و ناوبری و با توجه به الزامات عنوان شده به شرح زیر در نظر گرفته شده است.

مأموریت اول، جستجوی علایم وجود آب در یک منطقه به شعاع ۵۰ متر است. همچنین کاوشگر باید در کمتر از ۴۰ دقیقه بتواند علایم وجود آب را استخراج کند. کشف علایم حیات باید به‌صورت برخط باشد. جستجو در یک منطقه ناشناخته نیازمند استفاده از متدهای SLAM[1] برای تولید نقشه و مکان‌یابی است.

مأموریت دوم، ناوبری اتوماتیک است. در این مأموریت ماهنورد باید بتواند به‌صورت اتوماتیک به مناطقی که مختصات آن‌ها به ماهنورد داده‌شده‌است با خطای حداکثر سه متر برود.

شایان ذکر است که هدف طراحی کاوشگر برای استفاده بر روی ماه می‌باشد ولی در یک گام میانی ماموریت تقلیل یافته تا امکان تست و ارزیابی بر روی سطح زمین را داشته باشد.

برخی از الزامات فنی مطابق با سند الزامات در جدول ۱ خلاصه شده‌است.

1- simultaneous localization and mapping

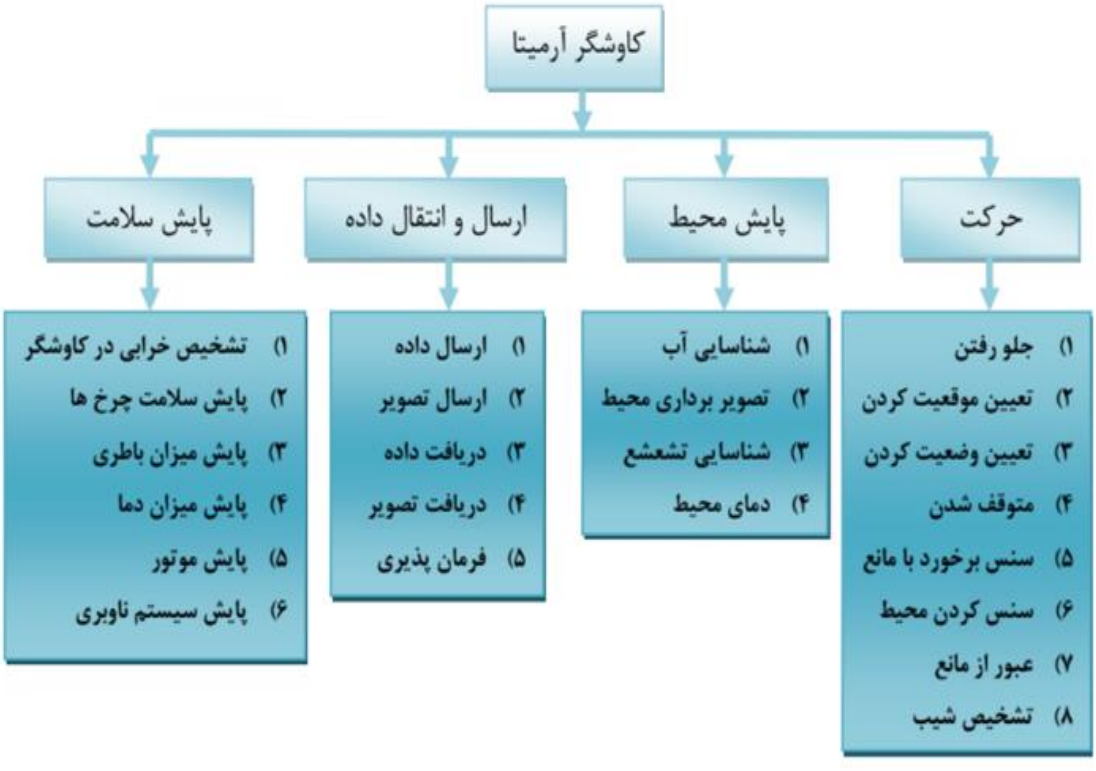
ACCEPTED MANUSCRIPT

جدول ۱- الزمات فنی ماهنورد آرمیتا [6]

ردیف	عنوان الزام
۱	کاوشگر باید مستقل باشد. انتقال توان و یا دیتا به‌صورت سیمی مجاز نیست.
۲	کاوشگر باید قادر به حرکت به طول ۵۰۰ متر – به‌صورت کلی باشد.
۳	کاوشگر باید بتواند تا ۲۵۰ متر از ایستگاه کنترل حرکت کند.
۴	کاوشگر باید بتواند در محیطی با شیب ۱۵درجه حرکت کند.
۵	جرم کاوشگر باید کمتر از ۱۰ کیلوگرم باشد.
۶	کاوشگر باید به‌صورت کامل (همراه با آنتن‌ها) در جعبه‌ای به ابعاد ۶۰×۶۰×۶۰ سانتی‌متر قرار گیرد.
۷	کاوشگر باید توانایی مقابله با Lunar Dust (گرد و غبار ماه) که شامل ذرات ساینده است یکی از عوامل چالشی بر طراحی کاوشگر است را داشته باشد.
۸	کاوشگر باید در بدترین شرایط دما بین۱۵۰- تا ۱۵۰ درجه تغییر مأموریت را انجام دهد.
۹	وزن کاوشگر باید حداکثر ۱۰ کیلوگرم باشد.
۱۰	کاوشگر باید دارای سامانه پردازش‌گر باشد تا بتواند به‌صورت خودکار به جمع‌آوری داده‌ها بپردازد.
۱۱	کاوشگر باید قابلیت تولید عکس۳۶۰ درجه از محیط را دارا باشد.
۱۲	پس از عملیات مکان‌یابی و نقشه‌دهی، کاوشگر باید توانایی رجوع به نقاط تعیین شده از محیط که قبلاً کاوش شده است را به‌صورت نیمه خودکار داشته باشد.
۱۳	پس از قطع ارتباط کاوشگر با اپراتور و پایگاه، کاوشگر باید بتواند به گشت‌زنی و کاوش نقاط ناشناخته به‌صورت خودکار ادامه دهد.

ارائه درخت عملکرد و درخت محصول

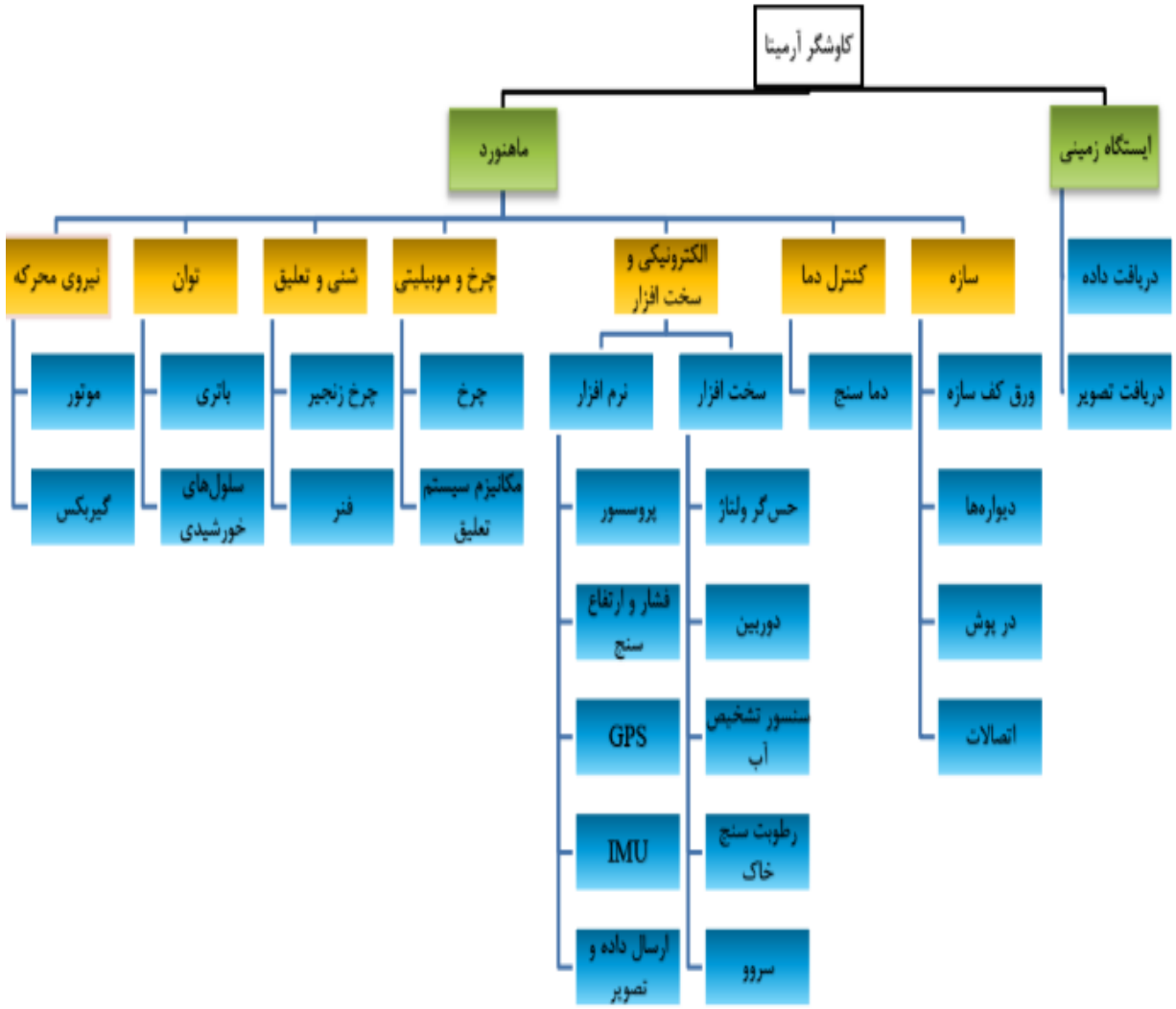
براساس الزامات مشخص شده در جدول ۱، درخت کارکرد و عملکرد و سپس درخت محصول برای انجام مأموریت استخراج شده و به‌طور خلاصه در شکل ۲ ارایه شده است.



شکل ۲- درخت عملکردی-کارکردی ماهنورد آرمیتا [6]

ACCEPTED MANUSCRIPT

درخت محصول، سند مرجعی می‌باشد که ساختار و اجزاء محصولات پروژه را تعریف و تعیین می‌کند. این سند بیانگر تعاریف اصلی از سیستم مأموریت ماهنورد و بخش زمینی تا سطوح پایین‌تر است. درخت محصول، متناظر با کارکردها و عملکردهای خواسته شده استخراج و در شکل ۳ ارایه گردیده است.

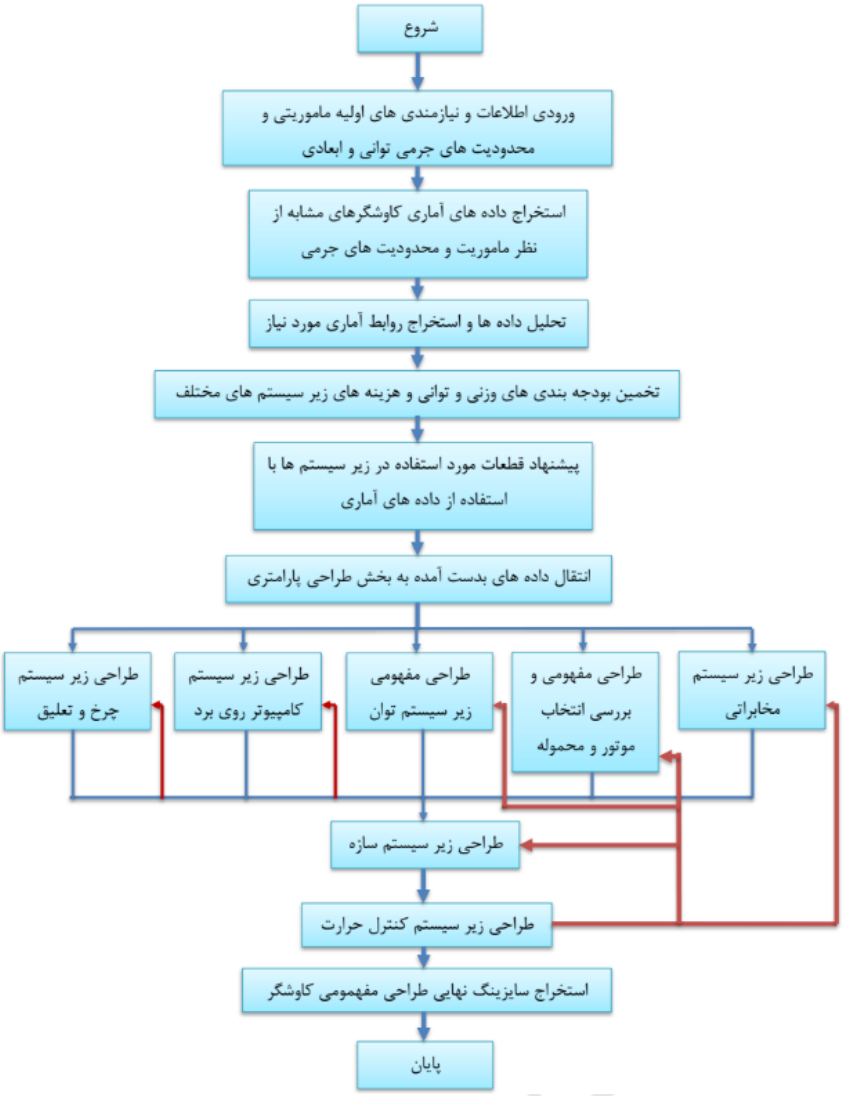


شکل ۳- درخت محصول ماهنورد آرمیتا [6]

پیکربندی نهایی ماهنورد حاصل مصالحه میان تعداد زیادی از معیارهای طراحی است. برای این منظور هدف زیر سامانه‌ها به‌گونه‌ایی است که انجام ماموریت و ارضاء کلیه الزامات مربوط به سند الزامات فنی را تضمین نماید. در ادامه به‌طور مختصر روند طراحی مفهومی زیر سیستم‌ها کاوشگر آرمیتا (پس از نهایی سازی) ارایه شده است.

ارائه طراحی سامانه و طراحی زیرسامانه‌ها

الگوریتم طراحی مفهومی کاوشگر، مطابق با دیاگرام شکل ۴ تدوین و انجام پذیرفته است.



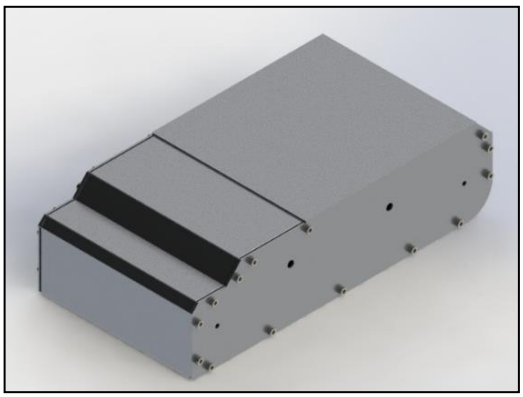
شکل ۴- بلوک دیاگرام روند طراحی ماهنورد آرمیتا [6]

روند طراحی تا رسیدن به مشخصات اصلی انجام و در برخی موارد تغییراتی در زیرسامانه‌ها با عملیات رفت و برگشتی انجام شده‌است.

با توجه به درخت محصول نشان‌داده‌شده در شکل ۳، بخش‌های مورد نیاز در طراحی زیرسیستم‌ها در ادامه تشریح می‌گردد.

طراحی زیر سیستم سازه

سازه اصلی یا بدنه، ستون فقرات کاوشگر به‌شمار می‌رود. این سازه تمامی نیروهای برشی، ممان‌های خمشی، بارهای محوری، و بارهای پیچشی را باید تحمل کند. با توجه به نیازمندی‌های سیستمی، سازه کاوشگر باید به‌صورت یک باکس سر بسته باشد تا زیر سامانه‌ها را از تشعشعات موجود در فضا حفظ نماید. برای سازه کاوشگر، ضرایب بار مندرج در استاندارد MIL-STD-810G برای طراحی مفهومی سازه کافی است. این ضرایب در قالب شتاب‌های محوری و جانبی و عمودی متشکل از شتاب‌های تصادفی و همچنین شوک به سازه اعمال می‌گردد. در شکل ۵ نمونه‌ای از طراحی سازه کاوشگر مشاهده می‌شود.



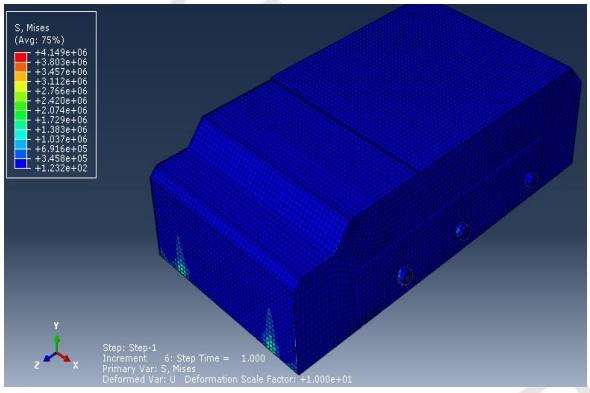
شکل ۵ –سازه بدنه کاوشگر [7]

طراحی بخش سازه شامل دو بخش کلی است. بخش اول در مورد مواردی همچون طراحی پیکربندی، شکل عمومی و جنس ماده انتخابی سازه، بحث شده است. بر اساس مطالعات آماری انجام شده، Al 6063-T6 و Al 7075-T6 به عنوان دو ماده اصلی انتخابی برای سازه بدنه کاوشگر انتخاب شده که خواص آن در جدول ۲ آورده شده است.

جدول ۲ – مشخصات مکانیکی آلومینیوم ۶۰۶۳ و آلومینیومی ۷۰۷۵ [7]

Characteristics	Al 7075-T6	Al 6063-T6	Units
Property	**Value**	**Value**	---
Elastic Modulus	7.2E10	6.95E10	N/m^2
Poisson's Ratio	0.33	0.33	N/A
Shear Modulus	2.69E10	2.58E10	N/m^2
Mass Density	2810	2700	Kg/m^3
Tensile Strength	570E6	240E6	N/m^2
Compressive Strength	-	240E6	N/m^2
Yield Strength	5.05E6	215E6	N/m^2
Thermal Expansion Coefficient	2.36E-05	2.34E-05	/k
Thermal Conductivity	130	209	W/(m.k)
Specific Heat	960	900	J/(kg.k)

در بخش دوم، نتایج حاصل از تحلیل‌های استحکامی و دینامیکی استخراج شده از نرم‌افزار آباکوس بیان شده است.



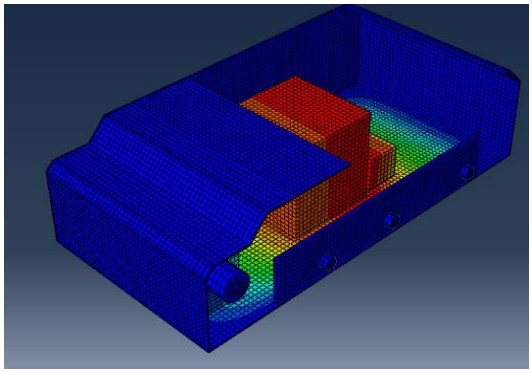
شکل ۶ – ماکزیمم تنش فون میسز وارده بر کاوشگر. در تحلیل استحکامی [7]

باتوجه به شکل ۶ میزان تنش وارد شده به سازه ۴ مگاپاسکال در تحلیل استاتیکی محاسبه شده است که این مقدار بسیار ناچیز است. تحلیل استحکامی شامل بارگذاری استاتیکی ناشی از نیروی وزن کاوشگر و تحلیل دینامیکی شامل آنالیز مودال است. فرکانس‌های طبیعی حاصل از تحلیل مودال در جدول ۳ نشان داده شده‌اند.

جدول ۳ – فرکانس‌های طبیعی ماهنورد آرمیتا [8]

Mode	Frequency
1	15.73
2	19.37
3	24.32
4	29.65
5	44.95
6	53.70
7	63.01
8	67.56
9	82.56
10	105.01

نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی حاکی از آن است که سازه، استحکام کافی در برابر بارهای استاتیکی وارده بر آن را دارد و در فازهای بعد به تحلیل استحکام سازه در برابر بارهای شبه استاتیکی و بارهای دینامیکی نظیر شوک و بارگذاری اتفاقی پرداخته خواهد شد.



شکل ۷ – شکل مود اول سازه کاوشگر آرمیتا [6]

باتوجه به شکل مودها و فرکانس‌های استخراج شده می‌توان رفتار سازه را در هنگام مواجه با بارهای تصادفی و شوک پیش‌بینی نمود.

زیر سیستم کنترل حرارت

اگر کاوشگر مدت زمان طولانی در سایه‌ی ماه قرار گیرد، چنان سرد می‌شود که دمای قطعاتش از محدوده مجاز پایین تر خواهد رفت و اگر در برابر خورشید قرار بگیرند، بدنه‌ی فلزی آن به شدت گرم می‌شود [6]. بنابراین، همیشه این خطر وجود دارد که ابزارهای موجود در کاوشگر بیش از حد گرم یا چنان سرد شوند که از کار بیفتند. چون در فضا، هوا وجود ندارد، تنظیم دما به شیوه‌ی تبادل حرارتی با محیط ممکن نیست، اما به شیوه‌ی تابشی می‌توان مقدار دما را تغییر داد. به همین دلیل، کاوشگرها را با موادی پوشانده شده

که عایق حرارتی باشند و پرتوهای رسیده را منعکس کنند. معادله توازن حرارتی کلی به‌صورت معادله دیفرانسیل مرتبه اول می‌باشد و در معادله (۱) بیان شده است.

$$m_i c_{pi} \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=1}^{n} C_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^{n} \epsilon_i \epsilon_j F_{ij} A_i \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (۱)$$

در معادله (۱)، m_i جرم، c_{p_i} گرمای ویژه، Q_i ورودی و خروجی حرارتی به ماهنورد، C_{ij} ضریب انتقال حرارت، ϵ_i و ϵ_j گسیل‌پذیری، T_i و T_j دما در نقاط خاص، F_{ij}ضریب دید[1]، A_i سطح مقطع نواحی مختلف و σ ثابت استفان بولتزمن می‌باشند.

جدول ۴- محدوده دمای عملیاتی سخت افزارهای مورد استفاده [10]

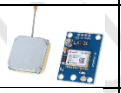
Material	λ	c_p	ϵ	α
CFRP	10	795	0.80	0.80
Stainless steel	17	510	0.56	0.80
Al 7075-T6	130	960	0.06	0.25
ULTEM	0.1225	1470	0.84	0.40
Magnesium alloy	156	1050	0.07	0.39
Ag Teflon	5.02	1400	0.76	0.17
Solar panel	66	320	0.85	0.92
λ_{gel}	2.60	1150	0.79	N/A
FR4	0.22	1386	0.75	N/A

هدایت حرارتی بیشترین تأثیر را بر روی ماهنورد دارد. با توجه به این موضوع هر جزء در مکان خاصی نصب شده است تا از اشباع حرارتی جلوگیری شود.

زیرسامانه الکترونیک و سخت‌افزار

زیرسیستم الکترونیک و سخت‌افزار را می‌توان از اصلی‌ترین بخش‌های یک کاوشگر نامید که داده‌های مورد نیاز کاوشگر برای انجام موفق مأموریت تولید می‌نماید. واحد الکترونیکی کاوشگر از یک پردازنده و حسگرهایی نظیر IMU، دماسنج، فشار و ارتفاع سنج، GPS، دوربین، برد توزیع توان، حسگر ولتاژ تشکیل شده است متناسب با الزامات مأموریتی نهایتا، لیست قطعات الکترونیکی استفاده شده در ماهنورد آرمیتا در جدول ۵ آورده شده است. [8]

جدول ۵ – لیست تجهیزات الکترونیکی مورد استفاده [8]

قطعه	نام	شکل	ابعاد mm	توان مصرفی W	وزن g
پردازنده	Arduino (Blupill stm32)		53×20.8	80×10-3	10
فشار و ارتفاع	BMP180		14×12×0.9	105.6×10-6	4
دما و رطوبت	SHT10		5×3×0.9	150×10-6	4
GPS	-GY NEO6 MV2		25×25×3	180×10-3	10
دماسنج	DS18B20		-	5×10-3	5
حسگر ولتاژ	MAX17043		25×11×3	1.65×10-5	5
IMU	MPU9250		35×15×3	10.56×10-3	5
دوربین	JPEG Camera		35×25×10	3.3×80×10-6	15
حسگر تشخیص آب	Water sensor YwRobot		60×20×7	0.1	4
حسگر رطوبت خاک	رطوبت سنج خاک AHN-72		71.65×24×1.6	0.2	10
ارسال تصویر	TS582000		77×27×30	2	52
ارسال داده	DRF7020D27		50×50×20	0.5	30
سروو	MG90S (Micro Servo)		22.8×12.2×28.5	2.1	13.4
مجموع	-	-	-	5.1761	167.4

1- View factor

ACCEPTED MANUSCRIPT

مطابق جدول ۵ مجموع توان مورد نیاز برای بخش الکترونیکی و سخت‌افزار برابر با ۵.۱۷۶۱ وات است. مطابق با سند مهندسی سیستم، ۲۰ درصد قابلیت اطمینان به این عدد باید اضافه گردد. همچنین مجموع وزن این بخش برابر با ۱۶۷.۴ گرم به‌دست آمده است.

باند فرکانسی سیستم ارسال تصویر ۵.۸ GHz و ابعاد آنتن ۵*۰.۵ سانتی متر با برد مخابراتی ۷۰۰ متر و اگر از آنتن‌های پولاریزه استفاده شود، برد آن تا ۲ کیلومتر نیز قابل افزایش است. باند فرکانسی سیستم تله متری ۴۳۳ MHz و ابعاد آنتن ۱*۱۰ سانتی متر با برد مخابراتی ۶ کیلومتر می‌باشد.

زیرسامانه چرخ و موبیلیتی

در بین روش‌های مختلفی که برای جابه‌جایی و حرکت وجود دارد، یکی از روش‌ها برای جابه‌جاشدن کاوشگر، چرخ است [7] [8]. هدف از این طراحی تعیین ابعاد هندسی چرخ کاوشگر آرمیتا است. با مروری بر جامعه آماری، انواع طرح و ایده‌های مورد استفاده شده بررسی و مقایسه می‌گردد. برای تعیین قطر، عرض، جنس و وزن هر چرخ، تعداد ۸ کاوشگر، که آخرین فناوری ارسالی بشر به سیاره‌ای دیگر است را به عنوان جامعه آماری هدف مشخص نموده، سپس با به‌دست آوردن نسبت وزن کل کاوشگر به وزن هر چرخ، بودجه بندی وزنی محاسبه خواهد شد. برای تعیین قطر و عرض چرخ، سامانه تعلیق نیز در نظر گرفته شده‌است. تمرکز این سامانه‌ها بر روی افزایش توانایی حرکت سامانه اعم از رد کردن موانع بلند، پله‌ها، سراشیبی‌ها و سربالایی‌های تند و در درجه پایین‌تر کاهش ارتعاشات و ضربات ناشی از عبور از موانع است. به‌صورت کلی سامانه تعلیق مورد استفاده در ماهنوردهای چرخ‌دار بر روی جانمایی چرخ‌ها و نحوه اتصالات به نحوی که درجه آزادی مفیدی داشته باشند است. در شکل ۸ نمایی از نحوه اتصالات چرخ‌ها در ماهنورد آرمیتا آورده شده‌است.

شکل ۸- زیر سیستم چرخ و تعلیق در کاوشگر آرمیتا [13]

با توجه به طراحی صورت گرفته و به کمک جامعه آماری مشخصات کلی چرخ‌های ماهنورد آرمیتا در جدول ۶ خلاصه شده است.

جدول ۶ - مشخصات نهایی چرخ کاوشگر [13]

ردیف	زیر سامانه	شکل	وزن (گرم)	ابعاد (میلی متر)
۱.	مجموعه چرخ (۴ عدد)		2200	Ø=100 W=62

میزان قطر و ارتفاع تعیین شده، با جامعه آماری هدف همپوشانی خوبی دارد و قادر به ارضاء قیود و الزامات تعیین شده می‌باشد.

زیر سیستم نیرو محرکه

موتور محرک را می‌توان به‌عنوان وسیله‌ای که انرژی را به حرکت فیزیکی تبدیل می‌کند تعریف کرد. هر روباتی برای حرکت نیاز به یک عامل تولید کننده نیرو و یک عامل انتقال دهنده آن دارد همان‌طور که از اسم آن مشخص است، به این نوع محرک‌ها، موتور محرکه گفته می‌شود. اهمیت سامانه انتقال قدرت از این جهت بیشتر می‌شود که باید انتقال قدرت و توان تولیدی موتور با کمترین کاهش و هدر رفت به چرخ‌ها برسد [14]. بنابراین، نیروی اصطکاکی که در اثر تماس چرخ با زمین به وسیله اعمال می شود، به‌صورت معادله (۲) بیان می شود.

$$F = mg.cos\theta.\mu + mg.sin\theta \qquad (۲)$$

که با ضرب نمودن این رابطه در شعاع چرخ ، T حداقل گشتاور مورد نیاز موتورها را می توان به‌دست آورد. (رابطه شماره (۳))

$$T = F \times R_w \qquad (۳)$$

با احتساب حاشیه اطمینان، زمان پیدا کردن آب و حداقل سرعتی که وسیله نیاز دارد تا این مسافت ۵۰۰ متری را ظرف مدت ۴۰ دقیقه همراه با کاوش جهت شناسایی آب طی نماید، معادل ۴۰ تا ۴۵ rpm خواهد بود. این مقدار بدین معناست که موتوری که انتخاب می‌گردد، حداقل دور خروجی که لازم است داشته باشد، باید از 40 rpm بیشتر باشد. با توجه به این محاسبات مشخصات نهایی محرک‌های انتخابی در جدول ۷ مشاهده می‌شود.

جدول ۷ - مشخصات موتور کاوشگر [14]

حداقل گشتاور تولیدی	حداقل دور خروجی	حداکثر طول موتور	حداکثر طول شفت	حداقل قطر شفت
5010 $g_f.cm$	40 rpm	60.5 – 70 mm	20 mm	4 mm

ACCEPTED MANUSCRIPT

زیر سیستم توان

زیر سیستم تأمین توان نقش تولید و ذخیره و توزیع توان الکتریکی را در کاوشگر دارد. یکی از روش‌های تأمین توان باطری است. باتری لیتیوم پلیمری یا باتری لیتیوم-یون پلمیری که اصولاً به Lipo،Li-Po، Lipoly و یا لیپو مخفف می‌شود، باتری انتخاب شده برای این مأموریت است. این باتری‌ها در مقایسه با انواع دیگر باتری‌های لیتیومی انرژی بالاتری را انتقال می‌دهند. در ادامه روند دقیق انتخاب باتری بررسی خواهد شد. برای انتخاب باتری لازم است ابتدا مقدار power را محاسبه شود که با استفاده از رابطه (۴) به‌دست می‌آید.

$$power = \frac{\left(torque(N.M).speed(rpm)\right)}{9.5488} \qquad (۴)$$

میزان توان مصرفی کل سامانه برابر است با 93 W که برای زمان تقریبی ۱ ساعت و با در نظر گرفتن 1.2 حاشیه اطمینان برای سامانه، مقدار توان مصرفی کل سامانه برابر با 11.6 Wh می‌شود [15]. جهت تعیین ظرفیت باتری که باید انتخاب گردد این مقدار توان را طبق رابطه (۵) باید به ولتاژ باتری تقسیم نمود.

$$Cappacity = \frac{P_{total}}{V_{max}} = \frac{111.6}{12} = 9.3\ Ah \qquad (۵)$$

با در نظر گرفتن حاشیه اطمینان برای ظرفیت باتری، باتری انتخاب شده باید ظرفیت 9.3 Ah و ولتاژ 12 V را داشته باشد. با توجه به نوع باتری‌های لیتیومی موجود، باتری انتخاب شده باید از میان باتری‌های 3Cell انتخاب گردد.

جدول ۸ – مشخصات باتری کاوشگر [15]

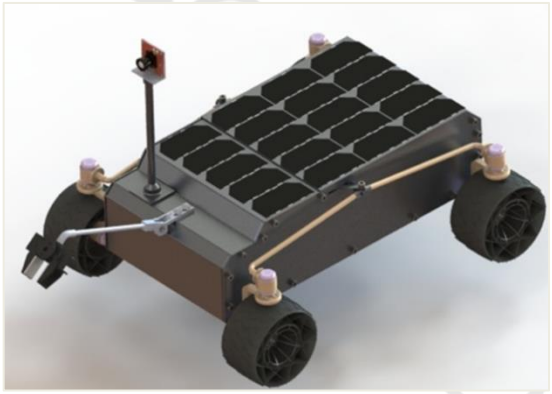
جرم g	ابعاد mm	توان تولیدی wh	ولتاژ V	تعداد بسته باتری
73	55×30×25	9.435	11.1	1

با توجه به محاسبات ذکر شده و باتری‌های موجود، می‌توان از ۴ بسته از باتری‌های با مشخصات جدول ۸ که به‌صورت سری به یکدیگر وصل می‌شوند استفاده نمود.

ارائه طرح نهایی و بودجه فنی، جرمی و حجمی

تیم مهندسی سیستم طرح‌های مختلف چرخ‌دار و شنی را مد نظر قرار داد و در نهایت برای این مأموریت گزینه بهینه براساس ارزیابی انجام شده طرح چهار چرخ است که در ادامه بودجه‌بندی آن به‌طور مختصر ارائه می‌گردد.

با توجه به الزامات و طراحی صورت گرفته ابعاد و هندسه کلی این ماه‌نورد ۴۸۰ × ۳۸۷ × ۳۶۰ میلی‌متر است. در این طرح از چهار موتور استفاده شده که درون چرخ‌ها نصب شده و سایر زیر سامانه‌ها درون بدنه قرار گرفته‌اند. بدنه و سازه خارجی از طریق مکانیزم سیستم تعلیق به چرخ‌ها متصل می‌شود. از جمله مزایای استفاده از طرح چرخ‌دار می‌توان به وزن پایین و قابلیت اطمینان بالای آن اشاره کرد. استحکام پایین این طرح از جمله معایب آن بشمار می‌رود. در **شکل ۹** نمای از بالای کاوشگر آرمیتا نشان داده شده‌است.



شکل ۹- نمای ایزومتریک کاوشگر آرمیتا [7]

در طرح چرخ‌دار، چرخ‌های عقب و جلو هر طرف به کمک میله‌هایی که تحت زاویه خاصی قرار گرفته‌اند به یکدیگر متصل می‌شوند همچنین مجموعه چرخ‌های سمت چپ و راست ماه‌نورد با استفاده از مکانیزمی که درون بدنه قرار گرفته است به یکدیگر متصل شده‌اند. این مکانیزم یک درجه آزادی چرخشی دارد که تعادل ماه نورد در هنگام عبور از موانع حفظ می‌شود. مشخصات جرمی و حجمی این کاوشگر در جدول ۹ خلاصه شده است.

جدول ۹- مشخصات سیستمی کاوشگر آرمیتا [6]

جرم کل (kg)	ابعاد هندسی (mm)	انرژی مصرفی (Ahr)	تعداد موتور	تعداد حسگر
6.9	480×387×360	112	4	8

همان‌طور که نتایج نشان می‌دهد، طراحی صورت گرفته الزامات سیستمی نظیر جرم و حجم را ارضا می‌نماید[۹-۱۶].

جمع بندی و خلاصه

در این تحقیق به‌طور مختصر به بررسی ساختار کاوشگرهای ارسال شده به سایر سیاره‌ها پرداخته شده و ساختار چرخ دار (۴ عدد چرخ) به عنوان ساختار برگزیده برای ماموریت مدنظر این تحقیق انتخاب گردید.

در ادامه، با پیاده سازی استاندارد ECSS در روند طراحی مفهومی، سند الزامات، درخت کارکرد-عملکرد، درخت محصول و نهایتا طراحی مفهومی زیرسامانه‌ها برای دستیابی به انجام ماموریت مدنظر ارایه گردید. زیر سامانه سازه بر اساس المان پوسته و جنس Al 6063-T6 و Al 7075-T6 طراحی گردید که در تحلیل استاتیکی و دینامیکی آنالیز مودال، سازه دارای فرکانس طبیعی اول ۱۵.۷۳ می‌باشد. زیر سامانه کنترل حرارت به‌صورت غیر فعال و مبتنی بر هدایت رسانایی و تشعشعی طراحی گردید که نتایج تحلیل های حرارتی در بدترین شرایط گرم و بدترین شرایط سرد نشان دهنده تامین دمای مجاز برای کلیه قطعات است. زیرسامانه الکترونیک و سخت افزار بر اساس الزامات فنی، مبتنی بر استفاده از نمونه تجاری به‌صورت کامل استخراج و ارایه گردید که با لحاظ ۲۰ درصد حاشیه اطمینان طراحی توان مصرفی برابر با ۶.۲۱ وات مطالبه می‌نماید. خلاقانه ترین بخش ماه‌نورد یعنی زیر سامانه موبیلیتی و چرخ بر اساس الزامات فنی طراحی و با طراحی مکانیکی صورت گرفته چرخها دارای درجه آزادی نسبت به هم برای عبور از موانع خواهند بود. جرم این زیرسامانه ۲۲۰۰ گرم می‌باشد. زیرسامانه نیرو محرکه بر اساس الزامات فنی و ماموریتی (در بخش یافتن آب) نهایتا منجر به استفاده از موتور الکتریکی با توان حداقل گشتاور ۵۰۱۰ گرم نیرو . سانتی‌مترو سرعت چرخش حداقل ۴۰rpm گردید. حساس‌ترین زیرسامانه یعنی تولید و توزیع توان الکتریکی، بر اساس مطالبات مصرفی زیرسامانه‌ها و لحاظ حاشیه اطمینان قید شده، منجر به استفاده از باطری لیتیوم-یون با ولتاژ ۱۲ ولت و ظرفیت ۹.۳ آمپر ساعت برای انجام ماموریت گردید. بر اساس نتایج استخراج شده، کاوشگر آرمیتا با جرم ۶.۹ کیلوگرم و ابعاد هندسی ۴۸*۳۸*۳۶ سانتی‌متر با انرژی مصرفی کل ۱۱۲ آمپر ساعت امکان انجام ماموریت را خواهد داشت و کلیه الزامات فنی، ابعادی و جرمی را به خوبی ارضاء می‌نماید.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است

مراجع

[1] P. Berkelman and et al, "Design of a day/night lunar rover," 1995.

[2] A. Vasiliev, I. Dalyaev and E. Slyuta, "DESIGN CONCEPT OF LUNAR ROVER FOR THE MOON GEOLOGICAL EXPLORATION," *Annals of DAAAM & Proceedings 28.*, 2017.

[3] G. Kumar and V. VITU, "MOON ROVER DESIGN," *IEEE Conference on Control Applications (CCA)*, 2016.

[4] A. Della Torre, A. E. Finzi, G. Genta, F. Curti, L. Schirone and G. Capuano, "AMALIA Mission Lunar Rover—The conceptual design of the Team ITALIA Rover, candidate for the Google Lunar X Prize Challenge," *Acta Astronautica*, pp. 67.7-8, 2010.

[5] N. Britton, K. Yoshida, J. Walker, K. Nagatani, G. Taylor and L. Dauphin, "Lunar micro rover design for exploration through virtual reality tele-operation," in *Field and Service Robotics: Results of the 9th International Conference. Springer International Publishing*, 2015.

[6] S. Barraclough, K. Huston and E. Allouis, "Thermal Design for Moon-NEXT Polar Rover," *SAE Technical Paper*, pp. 2009-01-2461, 2009.

[7] D. Cardile, N. Viola, S. Chiesa and A. Rougier, "Applied design methodology for lunar rover elastic wheel," *Acta Astronautica*, pp. 1-11, 2012.

[8] B. Bhattarai, C. Datta, K. M. Shrilakshmi, A. S. Deeptha and K. Nair, "Design and Analysis of Lunar Rover Wheels Using Finite Element Modelling," *ECS Transactions 107.1*, p. 3769, 2022.

[۹] امیرحسین. آدمی، علی سعادتدار، زهرا پورجباری، حانیه اسحاق نیا، محمد اژدری، محمد میرمحمدی و کاظم قلی‌پور، "طرح سند مهندسی،" تیم آرمیتا دانشگاه مالک اشتر ، تهران، ۱۴۰۱.

[۱۰] امیرحسین. آدمی، علی سعادتدار، زهرا پورجباری، حانیه اسحاق نیا، محمد اژدری، محمد میرمحمدی و کاظم قلی‌پور، "گزارش جامعه آماری،" تیم آرمیتا دانشگاه مالک اشتر ، تهران، ۱۴۰۱.

[۱۱] امیرحسین. آدمی، علی سعادتدار، زهرا پورجباری، حانیه اسحاق نیا، محمد اژدری، محمد میرمحمدی و کاظم قلی‌پور، "گزارش طراحی مفهومی زیر سیستم موتور گیربکس،" تیم آرمیتا دانشگاه مالک اشتر ، تهران، ۱۴۰۱.

[۱۲] امیرحسین. آدمی، علی سعادتدار، زهرا پورجباری، حانیه اسحاق نیا، محمد اژدری، محمد میرمحمدی و کاظم قلی‌پور، "طراحی مفهومی زیرسیستم تأمین و توزیع توان الکتریکی،" تیم آرمیتا دانشگاه مالک اشتر ، تهران، ۱۴۰۱.

[۱۳] امیرحسین. آدمی، علی سعادتدار، زهرا پورجباری، حانیه اسحاق نیا، محمد اژدری، محمد میرمحمدی و کاظم قلی‌پور، "گزارش طراحی مفهومی زیر سیستم چرخ و موبیلیتی،" تیم آرمیتا دانشگاه مالک اشتر ، تهران، ۱۴۰۱.

ACCEPTED MANUSCRIPT

[۱۴] امیرحسین. آدمی، علی سعادتدار، زهرا پورجباری، حانیه اسحاق نیا، محمد اژدری، محمد میرمحمدی و کاظم قلی‌پور، "گزارش طراحی مفهومی زیر سیستم بخش الکترونیک و سخت افزار،" تیم آرمیتا دانشگاه مالک اشتر ، تهران، ۱۴۰۱.
[۱۵] امیرحسین. آدمی، علی سعادتدار، زهرا پورجباری، حانیه اسحاق نیا، محمد اژدری، محمد میرمحمدی و کاظم قلی‌پور، "گزارش طراحی مفهومی زیر سیستم کنترل دما،" تیم آرمیتا دانشگاه مالک اشتر ، تهران، ۱۴۰۱.
[۱۶] امیرحسین. آدمی، علی سعادتدار، زهرا پورجباری، حانیه اسحاق نیا، محمد اژدری، محمد میرمحمدی و کاظم قلی‌پور، "گزارش طراحی مفهومی زیر سیستم سازه و چیده مان،" تیم آرمیتا دانشگاه مالک اشتر ، تهران، ۱۴۰۱.

ACCEPTED MANUSCRIPT